

能源与动力学院

021 系

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
1	黄金泉 胡文霏	正高 硕士	021 021	基于 ε - 滤波LMS算法的航空发动机自适应逆控制	推进技术	2005. 26. 1	
2	潘慕绚 黄金泉	中级 正高	021 021	航空发动机多变量自校正控制研究	航空动力学报	2005. 20. 5	
3	胡文霏 黄金泉	硕士 正高	021 021	航空发动机自适应逆控制研究	航空动力学报	2005. 20. 2	
4	张鹏 黄金泉	博士 正高	021 021	航空发动机神经网络内模控制	航空动力学报	2005. 20. 6	
5	窦建平 黄金泉 周文祥	硕士 正高 博士	021 021 021	基于UML的航空发动机仿真建模研究	航空动力学报	2005. 20. 4	
6	徐科 黄金泉 崔勇	硕士 正高 硕士	021 021 021	航空发动机分布式智能位置控制器	仪器仪表学报	2005. 26. 10	
7	崔勇 黄金泉	硕士 正高	021 021	航空发动机双余度智能位置控制器设计	推进技术	2005. 26. 6	
8	周文祥 黄金泉 黄开明	博士 正高 博士	021 021 021	航空发动机简化实时模型仿真研究	南京航空航天大学学报	2005. 37. 2	
9	王成玖 黄金泉	硕士 正高	021 021	具有智能调节机构的航空发动机自适应系统	航空发动机	2005. 31. 3	
10	郝英 孙健国 杨国庆 白杰	博士 正高 正高 正高	021 021 民航总局 民航学院	The Application of Support Vector Machines to Gas Turbine Performance Diagnosis	Chinese Journal of Aeronautics	2005. 18. 1	
11	陈恬 孙健国	博士 正高	021 021	Rough Set and Neural Network Based Fault Diagnosis for Aeroengine Gas Path	ASME Turbo Expo 2005:Power for Land, Sea and Air	2005	
12	薛银春 孙健国	博士 正高	021 021	燃机发电机组控制中现场总线技术的发展	航空动力学报	2005. 20. 6	
13	薛银春 孙健国	博士 正高	021 021	燃气轮机控制技术综述	航空动力学报	2005. 20. 6	
14	孙丰诚 孙健国	博士 正高	021 021	航空发动机加力状态最小油耗优化控制	推进技术	2005. 26. 6	
15	孙丰诚 孙健国	博士 正高	021 021	基于序列二次规划算法的发动机性能寻优控制	航空动力学报	2005. 20. 5	
16	姚华 蒋平国 孙健国	博士 博士 正高	021 021 021	某型发动机数控系统的相似参数自适应控制	航空动力学报	2005. 20. 4	
17	郝英 孙健国 杨国庆 白杰	博士 正高 正高 正高	021 021 民航总局 民航学院	基于支持向量机的民航发动机故障检测研究	航空学报	2005. 26. 4	

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期	类别
18	苏伟生 孙健国 程蓝 胡世民	博士 正高 中级 副高	021 021 021 021	基于扭矩特性的航空发动机 起动系统数学模型	航空动力学报	2005. 20. 3	
19	蒋平国 姚华 孙健国	博士 正高 正高	021 614所 021	航空发动机数控系统执行机 构回路故障诊断与容错控制 方法	航空动力学报	2005. 20. 2	
20	陈恬 孙健国	博士 正高	021 021	基于相关性分析和神经网络的 直接推力控制	南京航空航天大学 学报	2005. 37. 2	
21	苏伟生 李玥 孙健国 周维	博士 硕士 正高 硕士	021 021 021 021	基于遗传算法的航空发动机 PI控制器参数优化方法	航空动力学报	2005. 20. 6	
22	张海波 钱清泉 徐刚 孙健国	初级 正高 正高 正高	021 西南 交大 深圳 大学 021	视觉伺服机器人视界内的直 接路径规划	西南交通大学学报	2005. 40. 4	
23	黄向华 彭召勇	副高 硕士	021 021	无人驾驶直升机发动机模糊 自适应PID控制	航空动力学报	2005. 20. 3	
24	黄向华 郑绪生	副高 硕士	021 021	基于逐级叠加法的航空发动 机起动模型研究	航空学报	2005. 26. 5	
25	黄向华	副高	021	基于模糊逻辑的航空发动机 虚拟传感器	南京航空航天大学 学报	2005. 37. 4	
26	黄向华	副高	021	航空发动机智能容错数字控 制	应用基础与工程科 学学报	2005. 13. 4	
27	黄向华 张天宏 丁毅	副高 副高 硕士	021 021 021	船用燃气轮机建模技术研究	中国造船	2005. 46. 4	
28	张天宏 牟路勇 丁毅 邓志伟	副高 硕士 硕士 副高	021 021 021 614所	基于DSP和CAN总线的发动机 电子控制器核心电路模块研 究	航空动力学报	2005. 20. 1	
29	张天宏 黄向华 段海滨 王道波	副高 副高 博士 正高	021 021 031 031	导弹飞行仿真液压转台控制 系统参数整定策略	应用基础与工程科 学学报	2005. 13. 3	
30	严后选 张天宏 孙健国	博士 副高 正高	021 021 021	近距离红外无线数据通信技 术研究	应用基础与工程科 学学报	2004. 12. 4	

基于 ε -滤波 LMS 算法的航空发动机自适应逆控制*

黄金泉, 胡文霏

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 针对航空发动机这种复杂的被控对象, 设计了基于 ε -滤波 LMS 算法的发动机自适应逆控制系统。该控制结构能利用非线性滤波器实现航空发动机建模和逆建模, 以滤波后的误差在线调整控制器权系数。进行了飞行包线内的数字仿真。结果表明: 这种方案结构不需要精确的发动机模型, 跟踪速度快, 具有较高的精度和较强的鲁棒性。

关键词: 航空发动机; 自适应逆控制; LMS 算法; ε -滤波

中图分类号: V233.7 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2005) 01-0054-04

Adaptive inverse control based on filtered- ε LMS algorithm for aeroengines

HUANG Jin-quan, HU Wen-fei

(Coll. of Energy and Power, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: An adaptive inverse controller based on filtered- ε LMS algorithm for the complex aeroengines is designed. The model and the inverse model of the aeroengine are designed by using nonlinear-filters. The weights of the controller are adjusted on-line until the system error trend to zero. Simulation of the speed control for aeroengine in full flight envelope is presented to verify the method. The control structure does not rely on the exact model. The control system has satisfactory tracing performance and good robustness.

Key words: Aircraft engine; Adaptive inverse control; LMS algorithm; Filtered- ε algorithm

1 引 言

美国斯坦福大学教授 Widrow B 等人在 1983 年命名提出了自适应逆控制理论^[1], 用自适应信号处理的方法解决自适应控制问题, 为非线性系统控制开拓了一条全新的思路。自适应逆控制用被控对象的逆作为串联控制器来对系统的动态特性作开环控制, 从而避免了因反馈可能引起的不稳定问题, 同时又能做到对系统动态特性的控制与对象扰动的控制分开处理而互不影响^[2]。

国外已经有从事自适应逆控制在飞行摆动控制问题中的应用研究的报道。对于航空发动机这种非常复杂的被控对象的自适应逆控制研究, 国内外尚无报道。通常处理这类复杂被控对象时, 需要有精确的模型解析式, 但发动机呈现很强的非线性行为, 难以用解析式描述。采用线性滤波器实现的发动机自适

应逆控制具有良好的动态特性, 但是它存在建模的稳态误差, 本文将基于 ε -滤波 LMS 算法的自适应逆控制方案用于航空发动机控制, 以期在所得到的发动机模型不精确时, 也能获得非常理想的控制效果, 实现了真正意义上的开环控制。

2 非线性滤波器和 LMS 算法

自适应逆控制的基本思想是用一个来自控制器的信号去驱动对象, 而该控制器的传递函数就是参考模型与该对象建模函数的商(以滤波器实现)。按照某一种自适应算法, 用对象和参考模型输出之间的误差信号来调节控制器的参数以使该误差信号的均方差最小, 从而使得控制器和被控对象的传递函数趋于参考模型的传递函数。因此, 滤波器结构和自适应算法是自适应逆控制的基础。

由于航空发动机是复杂的非线性对象, 故发动机

* 收稿日期: 2004-05-26; 修订日期: 2004-11-09。

作者简介: 黄金泉 (1963—), 男, 博士, 教授, 研究领域为航空发动机控制与仿真。E-mail: jhuang@nuaa.edu.cn

$$n_k = \hat{P}Cn_{rk} \quad (5)$$

这种记法类似于求发动机输出的 z 变换, $p(z)$ 和 $\hat{C}(z)$ 宛如线性传递函数,但都是非线性的,表示输入 n_{rk} 先施加于 $\hat{C}(z)$, 它的输出再被施加于 $P(z)$, 其输出就是发动机的输出 n_k 。它们看起来像是一个乘积,但并不是相乘。此后的记法均是同样的含义。

由图 2 可以得到下列关系

$$PC^*n_{rk} = Mn_{rk} \quad (6)$$

$$\varepsilon' = C^*n_{rk} - \hat{C}n_{rk} \quad (7)$$

$$\hat{\varepsilon}' = \hat{P}_\Delta^{-1}Mn_{rk} - \hat{P}_\Delta^{-1}PCn_{rk} \quad (8)$$

将式(6)代入式(8)得到

$$\hat{\varepsilon}' = \hat{P}_\Delta^{-1}PC^*n_{rk} - \hat{P}_\Delta^{-1}PCn_{rk} \quad (9)$$

由求 $\hat{P}_\Delta^{-1}(z)$ 的离线过程知, $\hat{P}_k(z)$ 和 $\hat{P}_\Delta^{-1}(z)$ 的级联等效于延时 Δ 。又假定 $\hat{P}_k(z)$ 充分逼近 $P(z)$, 则式(9)可写作:

$$\hat{\varepsilon}' = \Delta C^*n_{rk} - \Delta \hat{C}n_{rk} = \Delta(C^*n_{rk} - \hat{C}n_{rk}) \quad (10)$$

对比式(7),有

$$\hat{\varepsilon}' = \Delta \varepsilon' \quad (11)$$

因此,当对 $\hat{C}(z)$ 自适应去最小化 $\hat{\varepsilon}'$ 的均方值时,也最小化了 ε' 的均方值,而且由此选择了一个控制器 $\hat{C}(z)$,能使之最可能地接近理想控制器。

为了得到滤波误差 $\hat{\varepsilon}'$,在该结构中使用了两个发动机的延时逆模型,而不是先求得控制系统的系统误差($n_{mk} - n_k$)后再通过 $\hat{P}_\Delta^{-1}(z)$,这是因为 $\hat{P}_\Delta^{-1}(z)$ 需要具有一定的统计特性和动态范围的输入信号才能激励,而系统误差很难具有这样的特性,尤其是在自适应过程进行了一段时间后更是如此。 $\hat{C}(z)$ 之前的延时 Δ 则是为了补偿求逆模型时带来的延时 Δ ,以消除因延时产生的复制控制器与发动机的级联和参考模型 $M(z)$ 之间的误差。因为 $\hat{\varepsilon}'$ 可看作是系统误差 $n_{mk} - n_k$ 通过 $\hat{P}_\Delta^{-1}(z)$ 过滤得到的,因此称该方案为 ε -滤波方法。

在求控制器的过程中,使用了发动机模型与逆模型,图 2 中标示出了建模与逆建模的方法。建模时,发动机特性由抖动 δ_k 激励。在自适应过程中当对象

特性变化较大时,可以接通建模算法,相应地注入抖动,使自适应滤波器在需要的时候工作,为发动机建模。当有发动机扰动存在时,只要扰动与输入信号不相关,利用这种建模结构得到的传递函数就等于发动机的传递函数^[5]。逆建模是通过离线过程来实现的,它的信号流动独立于控制过程,只是将训练得到的逆模型复制后用于求控制器。

此外,由于这种方法在线训练控制器,在控制的开始前,应该利用发动机模型和参考模型获得粗略的控制器权向量,以避免整个控制系统因为误差过大而引起失稳,这样做也有利于较快的完成控制器权向量的训练。

4 仿真结果

对发动机进行自适应逆控制的仿真步骤如下:

(1)用抖动信号训练发动机模型 $\hat{P}_k(z)$;

(2)离线训练发动机延时逆模型 $\hat{P}_\Delta^{-1}$;

(3)给定控制器初值,实现一个如图 2 所示的完整的自适应逆控制结构。

在第三步进入正常运行后,应该经常进行(1)、(2)两步的工作,以防止发动机本身或环境发生变化给系统带来的影响。

抖动和建模信号均使用逆重复 m 序列,该信号的幅值在发动机转速允许抖动范围之内,不会影响发动机正常工作和控制精度。发动机模型 $\hat{P}_k(z)$ 的权数目取为 200,学习速率取为 0.0047;发动机逆模型 $\hat{P}_\Delta^{-1}(z)$ 的权数目取为 50,学习速率取为 0.045,延时 Δ 取为 1 个仿真步长。以工作在飞行高度为 2km,马赫数为 0.75 时的发动机为例,建模和逆建模训练过程的误差平方值分别如图 3,图 4 所示。图 5 是发动机模型与真实值之间的差异。从后面的仿真结果可以看出,这种差异并不会给控制系统造成影响,也即, ε -滤波算法对模型的精度要求不高。

对控制过程进行仿真。指令输入是幅值为 ± 0.5 ,周期为 10s 的方波信号,参考模型传递函数为

$$M(z) = \frac{n_{mk}}{n_k} = \frac{0.095z^{-1} - 0.085z^{-2}}{1.809z^{-1} - 0.819z^{-2}} \quad (12)$$

控制器权数目取为 50 个,训练速率取为 0.1,仿真进行 30 s。包线内各典型工作点处的仿真结果如图 6 所示。

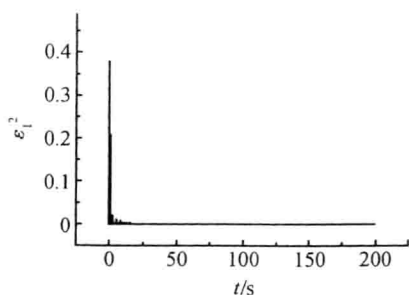


Fig. 3 Error curve of modeling

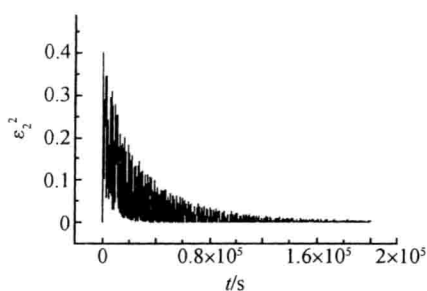


Fig. 4 Error curve of inverse modeling

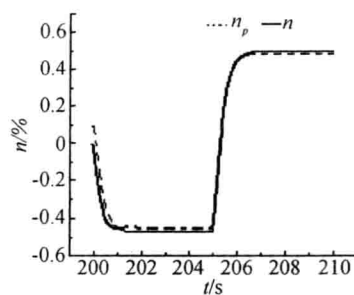


Fig. 5 Step response of the model and the real plant

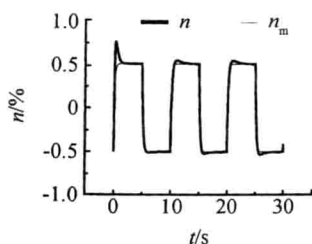
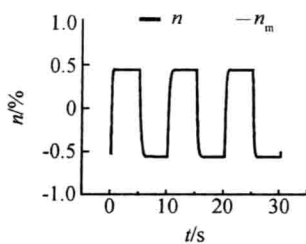
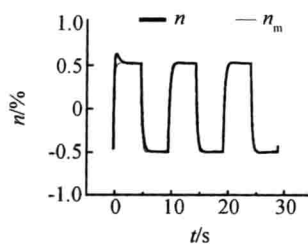
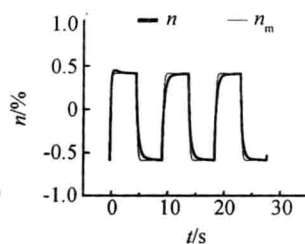
(a) $H=0\text{km}, Ma=0.2$ (b) $H=2\text{km}, Ma=0.75$ (c) $H=5\text{km}, Ma=0.7$ (d) $H=10\text{km}, Ma=1$

Fig. 6 Simulation results of adaptive inverse control for aeroengines at different conditions in flight envelope

从仿真结果可以发现,在同一组控制器参数下,在不同的工作点均有较好的控制性能,除了控制初始阶段出现有超调现象,但随后的控制性能都非常好,稳态误差几乎全部为零,动态过程也很快地跟踪上了参考模型的变化,整个过程是迅速而自适应的。建模过程是迅速收敛的,而且发动机的建模不需要在每个采样周期内进行,而是根据发动机工作特性的变化交替地接通和断开,因此不影响系统的实时性。逆建模过程虽然不如建模过程收敛得迅速,但是因为这个离线过程,也不影响实时性。在 PIII-700M 计算机上单周期仿真时间为 1ms,满足实时性要求。

5 结 论

自适应逆控制在控制系统和调节器设计与分析中是一种新颖的方法。本文将自适应逆控制方法应用于航空发动机转速控制系统上,设计了适用于发动机的基于 ε -滤波 LMS 算法的自适应逆控制系统,并进行了大量的仿真实验。仿真结果表明,这种控制方案对模型的准确度要求不高,能够在线地调整控制器

参数的权向量,具有较好的动态性能和稳态性能。通过对飞行包线内多点进行仿真,结果表明这种方法具有一定的鲁棒性和适应性。

参考文献:

- [1] 维德罗 B, 瓦莱斯 E 著. 自适应逆控制[M]. 刘树棠, 韩崇昭译. 西安: 西安交通大学出版社, 2000.
- [2] Widrow B, Plett Gregory L. Adaptive inverse control based on linear and nonlinear adaptive filtering [J]. *IEEE*. 1996: 30-38.
- [3] 维德罗 B, 施蒂恩斯 S D 著. 自适应信号处理[M]. 王永德, 龙宪惠译. 四川: 四川大学出版社, 1991.
- [4] Widrow B, Max Kamenetsky. On the statistical efficiency of the LMS family of adaptive algorithms [J]. *In Proc. IEEE Joint Conf. Neural Networks, Portland, July 2003, vol. 4: 2872-2880.*
- [5] Plett Gregory L. Adaptive inverse control of plants with disturbances [D]. California, Stanford Univ., 1998.

(编辑: 朱立影)

文章编号: 1000-8055(2005)05-0868-05

航空发动机多变量自校正控制研究

潘慕绚, 黄金泉

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 针对航空发动机这一具有耦合和强非线性被控对象, 采用基于带遗忘因子的最小二乘参数估计算法的最小方差多变量自校正控制, 通过分析保证了闭环系统的可辨识性。仿真结果表明, 控制器响应速度快, 跟踪精度高, 抗干扰和耦合能力强, 估计参数能以较快的速度收敛。

关键词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 多变量自校正控制; 参数估计; 最小二乘算法; 可辨识性

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

Multi-Variable Self-Tuning Control for Aero-Engines

PAN Mu-xuan, HUANG Jin-quan

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Based on the least square estimation with forgetting factor μ , the multi-variable self-tuning control was proposed for aero-engines with strong nonlinearity. The control parameters were obtained from estimation directly. The closed-loop control system was identifiable through the analysis. The simulation results show that the system features the rapid response, the high precision and the ability to restrain disturbance and coupling and the estimated parameters converge quickly.

Key words: aerospace propulsion system; aero-engine; multi-variable self-tuning control; parameter estimation; least square algorithm; identifiability

自适应控制是上世纪 50 年代发展起来的控制新领域, 经过半个多世纪的发展, 已形成两个较为成熟的方向: 模型参考自适应控制^[1,2]和自校正控制^[3]。文献[4]中提出的利用输入输出测量值的 MRAC 方法可以避免使用系统中不便测量的微分量, 但自适应参数调整律中的系数缺乏自适应性, 从而影响了该方法在整个飞行包线内的自适应性。自校正控制通过不断的在线辨识修改对象模型, 根据对象最新的模型信息调整控制输出, 实现自适应控制。其中, 控制器设计与模型辨识算法的设计相互独立, 进而提高了该方法的适应能力。

基于上述特点, 自校正控制在非线性对象的控制中得到广泛的应用^[5,6]。

本文将自校正控制方法应用于航空发动机多变量控制中。采用带遗忘因子的最小二乘法对多变量模型参数进行估计, 以估计参数为根据, 按照最小方差准则, 设计控制律。控制器参数直接来自于对象参数的估计值, 该算法既避免了控制量对对象估计参数收敛速度的影响, 又保证了闭环系统的可辨识性。多变量控制器在一定程度上消除了变量间的耦合现象。带遗忘因子的最小二乘参数估计算法, 较好地解决了辨识过程中数据饱和

收稿日期: 2004-06-21; 修订日期: 2005-06-06

作者简介: 潘慕绚(1977-), 女, 江西九江人, 南京航空航天大学能源与动力学院博士生, 主要从事航空发动机自适应控制研究。

的现象。由于快推油门和快收油门时,发动机的参数变化较大,因而本文只针对发动机稳态展开上述研究。

1 发动机多变量自校正控制

1.1 控制器设计

以某型涡扇发动机为控制对象,设由低压转速系统和压比系统构成的航空发动机双变量数学模型表示为:

$$A(q^{-1})y(k) = q^{-1}B(q^{-1})u(k) + C(q^{-1})\omega(k) \quad (1)$$

$$A(q^{-1}) = \begin{bmatrix} 1 + a_1^{11}q^{-1} + a_2^{12}q^{-2} & a_1^{12}q^{-1} \\ a_1^{21}q^{-1} & 1 + a_1^{22}q^{-1} + a_2^{22}q^{-2} \end{bmatrix}$$

$$B(q^{-1}) = \begin{bmatrix} b_0^{11} + b_1^{11}q^{-1} & b_1^{12}q^{-1} \\ b_1^{21}q^{-1} & b_0^{22} + b_1^{22}q^{-1} \end{bmatrix}$$

$$C(q^{-1}) = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

采用直接获得控制器参数的自校正控制,控制系统结构如图 1 所示。

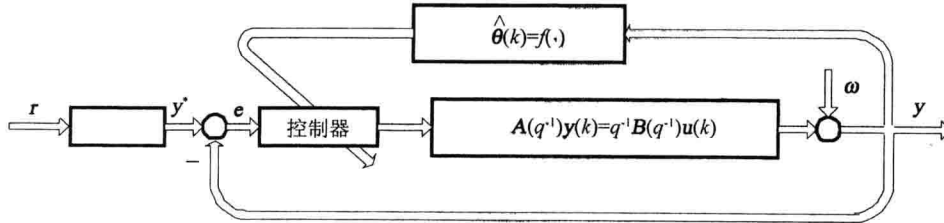


图 1 伺服器类型的发动机多变量自校正控制系统结构图

Fig. 1 Structure of aeroengine self-tuning control system

图中 $r = [n_{1r}(k) \ P_{36r}(k)]^T$ 为指令输入, $y^* = [n_1^* \ P_{36}^*]^T$ 为滤波器输出信号, e 为误差信号。

对于上述多变量对象模型,设计其最小方差自校正控制律。改写(1)式为^[7]:

$$y(k) = A_p(q^{-1})y(k-1) + B_{p0}(q^{-1})u(k-1) + B_{p1}(q^{-1})u(k-2) + C(q^{-1})\omega(k) \quad (2)$$

其中:

$$A_p(q^{-1}) = \begin{bmatrix} -a_1^{11}q^{-1} - a_2^{11}q^{-2} & -a_1^{12}q^{-1} \\ -a_1^{21}q^{-1} & -a_1^{22}q^{-1} - a_2^{22}q^{-2} \end{bmatrix}$$

$$B_{p0}(q^{-1}) = \begin{bmatrix} b_0^{11} & 0 \\ 0 & b_0^{22} \end{bmatrix}$$

$$B_{p1}(q^{-1}) = \begin{bmatrix} b_1^{11} & b_1^{12} \\ b_1^{21} & b_1^{22} \end{bmatrix}$$

为保证闭环控制系统中模型的可辨识性,假定 b_0^{11} 和 b_0^{22} 为估计值 $\hat{b}_0^{11}$ 和 $\hat{b}_0^{22}$,并定义:

$$\begin{aligned}
\boldsymbol{\varphi}_1^T(k) &= [n_1(k-1), P_{36}(k-1), n_1(k-2), W_f(k-1), A_8(k-2)] \\
\boldsymbol{\theta}_1^T(k) &= [-a_1^{11}, -a_1^{12}, -a_2^{11}, b_1^{11}, b_1^{12}] \\
\boldsymbol{\varphi}_2^T(k) &= [n_1(k-1), P_{36}(k-1), n_1(k-2), W_f(k-1), A_8(k-2)] \\
\boldsymbol{\theta}_2^T(k) &= [-a_1^{21}, -a_1^{22}, -a_2^{22}, b_1^{21}, b_1^{22}]
\end{aligned} \quad (3)$$

则式(2)可写为:

$$n_1(k) - \hat{b}_0^{11} W_f(k-1) = \boldsymbol{\theta}_1^T \boldsymbol{\varphi}_1(k) \quad P_{36}(k) - \hat{b}_0^{22} A_8(k-1) = \boldsymbol{\theta}_2^T \boldsymbol{\varphi}_2(k) \quad (4)$$

两个子系统的伺服器型的最小方差性能指标为:

$$J_1 = E\{[n_1(k) - n_1^*]^2\} \quad J_2 = E\{[P_{36}(k) - P_{36}^*]^2\} \quad (5)$$

经过推导,直接获得控制器参数的最小方差自校正控制算法为

$$\begin{bmatrix} W_f(k-1) \\ A_8(k-1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{\hat{b}_0^{11}} [\boldsymbol{\theta}_1^T \boldsymbol{\varphi}_1(k) - n_1^*] \\ -\frac{1}{\hat{b}_0^{22}} [\boldsymbol{\theta}_2^T \boldsymbol{\varphi}_2(k) - P_{36}^*] \end{bmatrix} \quad (6)$$

将式(6)中的参数 $\hat{b}_0^i$ 和 $\boldsymbol{\theta}_i$ 用其估计值 $\hat{\hat{b}}_0^i$ 和 $\hat{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_i$ 代替,从而得到基于参数估计的直接获得控制器参数的最小方差自校正控制规律:

$$\begin{bmatrix} W_f(k-1) \\ A_8(k-1) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{\hat{\hat{b}}_0^{11}} [\hat{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_1^T \boldsymbol{\varphi}_1(k) - n_1^*] \\ -\frac{1}{\hat{\hat{b}}_0^{22}} [\hat{\hat{\boldsymbol{\theta}}}_2^T \boldsymbol{\varphi}_2(k) - P_{36}^*] \end{bmatrix} \quad (7)$$

由于 $\hat{b}_0^{11}$ 和 $\hat{b}_0^{22}$ 为预先假定已知的,式(6)所得的控制器阶次与所辨识模型的阶次都为 2,满足闭环系统可辨识条件^[8],所以各开环辨识方法都可以直接用于闭环系统中参数的估计。

针对式(3)所描述的低压转速和压比多变量控制系统,并且考虑到系统的时变性和可能存在的数据饱和现象,在此采用带遗忘因子的最小二乘递推算法在线估计式(1)所示模型参数,算法如式(7)所示,模型的有效性通过比较系统输出和辨识模型输出的仿真结果来判定。

$$\begin{aligned}
\hat{\boldsymbol{\theta}}_i(k) &= \hat{\boldsymbol{\theta}}_i(k-1) + \frac{\boldsymbol{P}_i(k-1) \boldsymbol{\varphi}_i(k-1)}{\mu + \boldsymbol{\varphi}_i(k-1)^T \boldsymbol{P}_i(k-1) \boldsymbol{\varphi}_i(k-1)} \times \\
&\quad \{[y_i(k) - \hat{b}_0^{ii} u_i(k-1)] - \boldsymbol{\varphi}_i(k-1)^T \hat{\boldsymbol{\theta}}_i(k-1)\}
\end{aligned} \quad (8)$$

$$\boldsymbol{P}_i(k) = \mu^{-1} \boldsymbol{P}_i(k-1) - \frac{\boldsymbol{P}_i(k-1) \boldsymbol{\varphi}_i(k-1) \boldsymbol{\varphi}_i(k-1)^T \boldsymbol{P}_i(k-1)}{\mu + \boldsymbol{\varphi}_i(k-1)^T \boldsymbol{P}_i(k-1) \boldsymbol{\varphi}_i(k-1)} \quad (9)$$

1.2 滤波器设计

本文设计的自校正控制器参数是通过不断的在线估计得到,而实际系统中控制输入的能量以及变化速度都是有限的。为了与实际系统一致,在此设计滤波器以获得良好的指令输入。

根据控制系统性能指标的要求,取低压转速系统滤波器带宽 $\omega_{b1} = 5$ rad/s,压比系统滤波器带宽 $\omega_{b1} = 10$ rad/s,则 2 个回路的滤波器为:

$$\begin{aligned}
n_1^*(k+1) &= 1.609 n_1^*(k) - 0.647 1 n_1^*(k-1) + \\
&\quad 0.020 5 n_{1r}(k) + 0.017 7 n_{1r}(k-1) \\
P_{36}^*(k+1) &= 1.637 P_{36}^*(k) - 0.67 P_{36}^*(k-1) + \\
&\quad 0.181 7 P_{36r}(k) - 0.148 7 P_{36r}(k-1)
\end{aligned} \quad (10)$$

2 系统仿真

为了验证辨识模型的有效性,以某型涡扇发

动机大偏差非线性模型为对象,取采样周期为 0.02 s,运用(8)、(9)式,在海平面标准状态下首先对该发动机双变量系统进行开环系统的辨识仿

真。仿真过程中,在设计点处将两控制系统的控制量 u 和输出量 y 归一化到区间 $[-1,1]$ 内。为了

充分激励对象特性,以循环周期为 (2^7-1) bit 的 M 序列分别作为燃油量和尾喷口面积输入,取

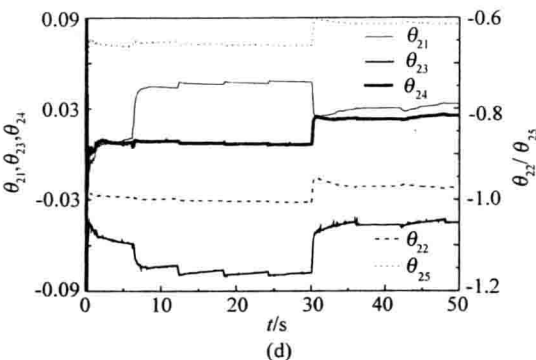
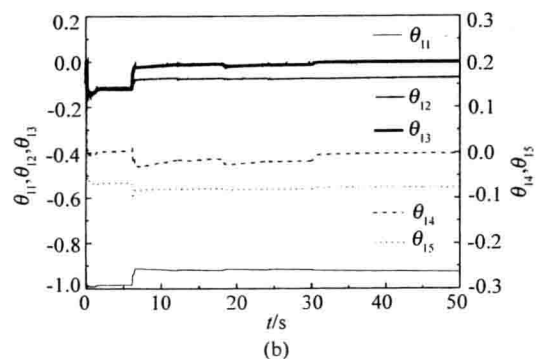
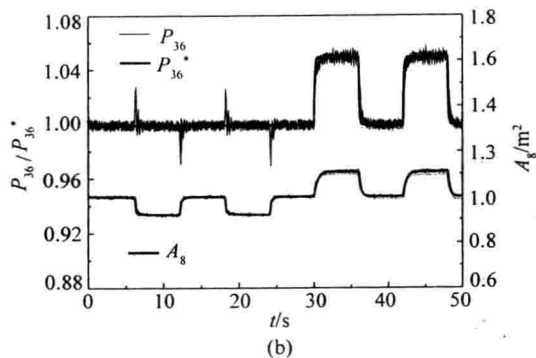
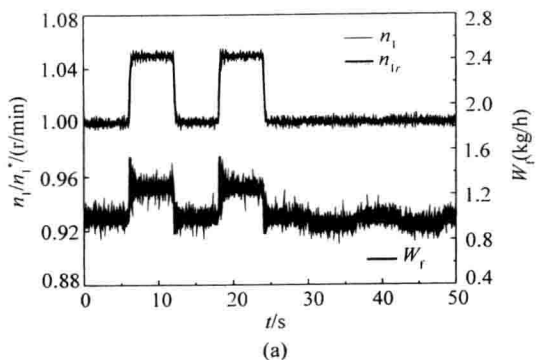


图 2 $H=0$ km, $Ma=0$ 闭环多变量自校正控制仿真结果

Fig. 2 The simulation results of closed-loop multivariable self-tuning control at $H=0$ km, $Ma=0$

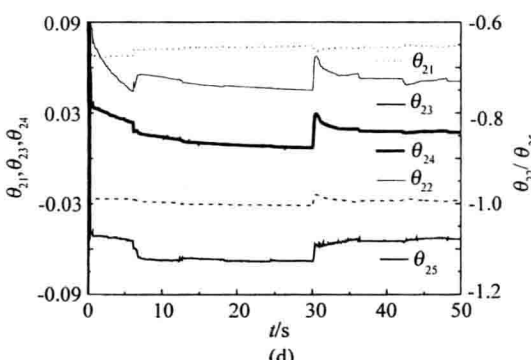
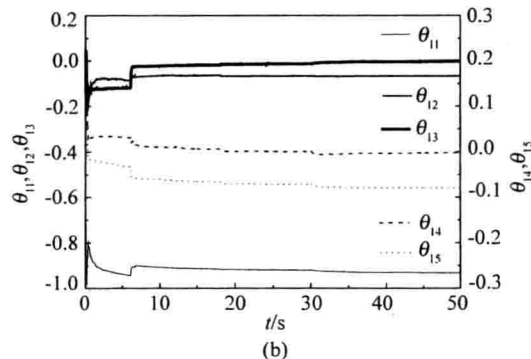
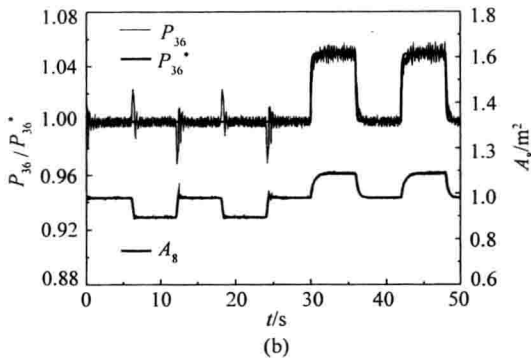
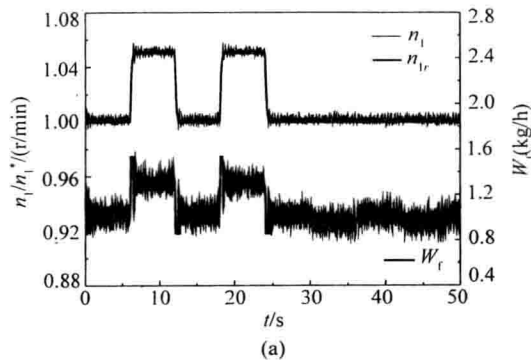


图 3 $H=10$ km, $Ma=1.2$ 处闭环多变量自校正控制仿真结果

Fig. 3 The simulation results of closed-loop multivariable self-tuning control at $H=10$ km, $Ma=1.2$

$P_{10}=10^5 \times I_{4 \times 4}$, $P_{20}=10^5 \times I_{4 \times 4}$, $\mu=0.99^{[6]}$ 。在进行闭环控制之前,首先进行开环全参数辨识获 $\hat{\theta}_0^{(1)}=0.2$, $\hat{\theta}_0^{(2)}=0.6$ 。

以开环系统辨识为基础,进行自校正控制仿真。为了减少在线辨识时间,改善控制速度,辨识过程中观察 P_i 矩阵的变化,当其基本保持稳定时选取此时的参数 $\hat{\theta}_i$ 作为式(7)中控制器参数 $\hat{\theta}_i$ 的初值 $\hat{\theta}_{i0}$ 。系统给定量 n_{1r} 和 P_{36} 都为在相应额定值处的周期为 12 s,幅值为额定值的 0.05 倍的方波信号。仿真中噪声信号为零均值,方差为闭环阶跃幅值 0.05 倍的白噪声。图 2 和图 3 中(a)和(b)分别为在包线内不同工作点系统输出量 n_1 和 P_{36} 跟踪对应给定量 n_1^* 和 P_{36}^* 的变化过程,以及相应控制量 W_i 和 A_8 的变化情况。由图可知,采用直接获得控制器参数的低压转速和压比闭环多变量自校正控制系统在包线内具有良好的动静态性能,多变量控制器对子系统间的耦合具有一定的解耦能力。同时包线内不同点仿真结果的对比还反映了该多变量控制器具有良好的自适应能力。图 2 和图 3 中(c)和(d)为在此控制过程中 $\hat{\theta}_i$ 的变化曲线。可以看出,当系统性能发生变化时 $\hat{\theta}_i$ 能够以较快的速度收敛,说明带遗忘因子的最小二乘估计算法不仅消除了系统辨识过程中数据饱和的现象,而且辨识速度快。

3 结 论

针对自校正控制能够很好的解决被控对象存在随机性、时延、时变性的特点,采用带遗忘因子的最小二乘参数估计,将最小方差自校正控制应

用于发动机多变量控制系统中,并通过选择适当的自校正控制器结构保证了闭环系统的可辨识性。本文所设计的自校正控制系统收敛速度和响应速度快,自适应能力强,并具有一定的解耦能力。

参考文献:

- [1] Narendra K S, Valavani L. Stable Adaptive Controller Design-Direct Control[J]. *IEEE Trans. Automatic Control*, 1978, AC-23(7):570~583.
- [2] Narendra K S, Lin Y H, Valavani L. Stable Adaptive Controller Design, Part 2: Proof of Stability[J]. *IEEE Trans. Automatic Control*, 1980, AC-25(6):440~448.
- [3] Astrom K J, Wittenmark B. On Self-Tuning Regulators[J]. *Automatica*, 1973, 9:185~199.
- [4] Jin-Quan Huang, Jian-Guo Sun. Multivariable Adaptive Control Using Only Input and Output Measurements for Turbojet Engines[J]. *Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1995, 117(4):314~319.
- [5] Prager D L. Application of Self-Tuning to Gas Turbine Control[A]. Colloquium on Current Developments in Self-Tuning Control Systems[C]. 1980, p6/1~4.
- [6] Chalupa P, Bobal V, Dostal P. Application of Simple Self-Tuning Controllers in Decentralized Control[A]. Proceedings of the 2002 IEEE International Conference on Control Application[C]. 2002, 6:1276~81.
- [7] Graham C Goodwin, Peter J Ramadge, Peter E Caines. Discrete Time Multivariable Adaptive Control[J]. *IEEE Transaction on Automatic Control*, 1980, 25(3):449~456.
- [8] 方崇智, 萧德云. 系统辨识[M]. 北京: 清华大学出版社, 1991.

文章编号: 1000-8055(2005)02-0293-05

航空发动机自适应逆控制研究

胡文霏, 黄金泉

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 将自适应逆控制方法应用于航空发动机控制系统中, 用横向滤波器实现了发动机的建模和逆建模, 设计了发动机转速自适应逆控制系统。针对系统存在的稳态误差, 提出了带积分环节的发动机自适应逆控制结构, 提高了系统的稳态精度。飞行包线内的数字仿真结果表明, 自适应逆控制方案精度高、跟踪快、鲁棒性较强。

关键词: 航空、航天推进系统; 航空发动机; 自适应逆控制; LMS 算法; 线性滤波器

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

Study of Aeroengine Adaptive Inverse Control

HU Wen-fei, HUANG Jin-quan

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The adaptive inverse control system for aeroengines was designed. The aeroengine was modeled using linear adaptive filters. The adaptive inverse control structure with integral control was proposed to reduce the steady-state error. Simulation of the aeroengine speed control system in the whole flight envelope was performed, and excellent tracking performance and robustness were obtained.

Key words: aerospace propulsion system; aeroengine; adaptive inverse control; LMS algorithm; linear-filters

自适应逆控制理论由美国斯坦福大学教授 Widrow B 等人在 1983 年命名提出^[1], 它用自适应信号处理的方法解决自适应控制问题, 为复杂系统控制开拓了一条全新的思路。自适应逆控制的基本思想是用对象的逆模型作为控制器与对象串联成为开环控制系统, 这种方式避免了用反馈方式而引起的不稳定问题, 同时又能将系统动态特性的控制与对象扰动的控制分开处理而互不影响。

航空发动机是一个非常复杂的非线性控制对象, 其特性随飞行条件和工作状态的变化将发生

很大的变化。发动机数控系统的发展为各种先进控制方法的应用奠定了基础^[2]。对于发动机的非线性, 本文采用传统的方法在工作点附近线性化, 将发动机视为一个线性对象, 将自适应逆控制方法应用于“线性化”的某型发动机。针对系统存在的稳态误差, 利用积分环节对控制结构进行了改进, 以提高系统的稳态精度, 并对发动机飞行包线内的典型工作点进行数字仿真研究。

1 自适应横向滤波器

自适应滤波器理论是自适应逆控制的基础。

收稿日期: 2004-03-22; 修订日期: 2004-07-10

作者简介: 胡文霏(1978-), 女, 湖南株洲人, 南京航空航天大学能源与动力学院硕士生, 主要从事航空发动机控制研究。

自适应滤波器是离散时间数字滤波器,且渐近收敛到 Wiener 解,它可用于对象建模、对象逆建模以及对象扰动消除等。

自适应滤波器通常由两部分构成:滤波器部分,用于对象建模和逆建模以及实现控制器;自适应算法部分,用来调整滤波器的系数。仅具有前馈乘法器的全零点滤波器是无条件稳定的。这种结构仅包含由延迟级数所决定的有限个存储单元,可归结为有限冲激响应(FIR)或横向滤波器^[3],其结构如图 1 所示。

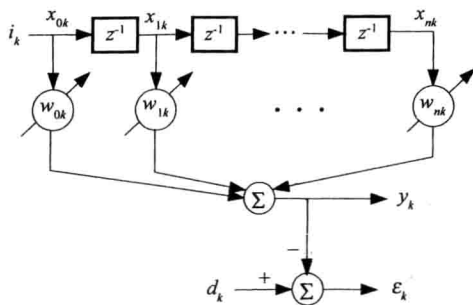


图 1 自适应横向滤波器结构

Fig. 1 The structure of adaptive transversal filter

k 时刻滤波器输出 y_k 为:

$$y_k = \sum_{l=0}^n w_{lk} x_{lk} = \mathbf{W}_k^T \mathbf{X}_k = \mathbf{X}_k^T \mathbf{W}_k \quad (1)$$

其中, $\mathbf{W}_k^T = [w_{0k}, w_{1k}, \dots, w_{lk}, \dots, w_{nk}]$ 为权向量; $\mathbf{X}_k = [x_{0k}, x_{1k}, \dots, x_{lk}, \dots, x_{nk}]^T$ 为权的输入信号,满足 $x_{1k} = x_{0, (k-1)}, \dots, x_{n, k} = x_{(n-1), (k-1)}$, 而 $x_{0k} = i_k$ 为采样输入信号。

误差信号为:

$$\varepsilon_k = d_k - y_k \quad (2)$$

其中, d_k 为期望输出信号。

这种抽头延迟线或横向滤波器结构是自适应模型或自适应滤波器最一般和最有用的形式^[1],它的抽头权系数是由自适应算法确定的。当这些权系数收敛或者变成固定时,自适应滤波器成为线性滤波器。

最速下降法是获得滤波器权向量的一种基本方法。它通过使权向量上的每一步变化都正比于指标函数的梯度向量 ∇_k 的负方向来得到权向量,即:

$$\mathbf{W}_{k+1} = \mathbf{W}_k + \mu(-\nabla_k) \quad (3)$$

其中, μ 是收敛因子,即学习速率,用来控制求解过程的自适应速率。

设 $\mathbf{X}_k$ 的自相关矩阵为 $\mathbf{R}$, d_k 与 $\mathbf{X}_k$ 的互相关

向量为 $\mathbf{P}$ 。以 ε_k^2 的期望值即均方误差为指标函数,求该指标函数对权向量的梯度:

$$\nabla_k = -2\mathbf{P} + 2\mathbf{R}\mathbf{W}_k \quad (4)$$

令 $\nabla_k = 0$, 求得梯度向量的最优解 $\mathbf{W}^*$:

$$\mathbf{W}^* = \mathbf{R}^{-1}\mathbf{P} \quad (5)$$

该解满足 Wiener-Hopf 方程。也就是说,用最速下降法得到的滤波器是最优的线性最小二乘滤波器(称为 Wiener 滤波器)。

LMS 算法利用测量或估计梯度减少了最速下降算法的计算量,而且比微分最速下降(DSD)算法和线性随机搜寻(LRS)算法^[5]都快得多,因此在实际工程中得到了广泛应用^[6]。该算法简单地取 ε_k^2 作为均方误差 $E[\varepsilon_k^2]$ 的估计值,在自适应过程的每次迭代时,其梯度估计具有如下形式:

$$\nabla_k = \begin{Bmatrix} \frac{\partial \varepsilon_k^2}{\partial w_1} \\ \vdots \\ \frac{\partial \varepsilon_k^2}{\partial w_n} \end{Bmatrix} = 2\varepsilon_k \begin{Bmatrix} \frac{\partial \varepsilon_k}{\partial w_1} \\ \vdots \\ \frac{\partial \varepsilon_k}{\partial w_n} \end{Bmatrix} = -2\varepsilon_k \mathbf{X}_k \quad (6)$$

此时权向量的递推表达式变为:

$$\mathbf{W}_{k+1} = \mathbf{W}_k + \mu(-\nabla_k) \quad (7)$$

将式(6)代入式(7)中,可得到 LMS 算法:

$$\mathbf{W}_{k+1} = \mathbf{W}_k + 2\mu\varepsilon_k \mathbf{X}_k \quad (8)$$

随着数据样本的更新,可以得到一个新的梯度,以实现权向量的自适应迭代。这种梯度估计在一个实际系统中可以计算出来而不必像 Wiener 滤波器一样作平方或平均计算。

在 LMS 算法中,权向量均值和方差的收敛可以用下式加以保证^[4]:

$$0 < \mu < 1/\text{tr}\mathbf{R} \quad (9)$$

当权向量 $\mathbf{W}_k$ 保持不变时,式(6)的期望值为:

$$E[\nabla_k] = -2E[\varepsilon_k \mathbf{X}_k] = \nabla_k \quad (10)$$

这表明梯度估计是无偏的。横向滤波器的权向量可以看作是滤波器抽头的加权脉冲序列^[7]。

2 航空发动机自适应逆控制

自适应逆控制方案如图 2 所示,其中 $P(z) = p_0 + p_1 z^{-1} + \dots + p_n z^{-n}$, 控制器为图 1 的自适应横向滤波器。

在自适应逆控制中,控制器通过一定的自适应算法调整权向量,以适应对象的改变。当系统稳定时,对象输出与对象输入一致,控制器就是对象的一个逆,它们等效于一个单位系统。一般情况下,跟踪单位系统的输出是有难度的,而跟踪延时

的单位系统的输出相对来说要容易实现得多。

对航空发动机进行控制时,希望发动机的转速输出能够跟踪某参考模型的输出,参考模型按控制要求设计得到。如果将参考模型的输出作为指令输入施加于图 2 所示的控制结构,那么对象输出将与指令输入一致,从而达到预期的控制目的。航空发动机自适应逆控制结构如图 3 所示(此时,开关 K1 闭合, K2 断开)。

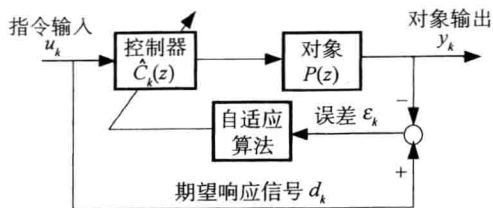


图 2 自适应逆控制结构

Fig. 2 The structure of adaptive inverse control

控制系统中包含两个建模过程,一个是在线过程求发动机模型,一个是离线过程求逆模型,逆模型相当于图 2 中的控制器,即 $\hat{P}_k^{-1}(z) = \hat{w}_{0k} + \hat{w}_{1k}z^{-1} + \dots + \hat{w}_{nk}z^{-n}$ 。所谓在线过程是指:在系统输入下,每一个采样步长都运行一次,得到相应的一组输出数据和更新的权向量。所谓的离线过程是指:利用数字复制品,在设计建模信号下,经过若干个采样步长才运行的自适应过程,并且得到一组控制器的权向量,这个过程流动信号是独立于在线过程的。当系统稳定后,发动机逆模型和发动机的串联在理论上等效于一个具有 Δ

个步长延时的单位系统。

控制系统工作过程如下:希望系统输出跟踪上参考模型输出 $n1_m$ 。利用抖动方法建立发动机 $P(z)$ 的一个模型 $\hat{P}_k(z)$,用一个离线过程从 $\hat{P}_k(z)$ 的数字复制品和期望输出 y_Δ 求得发动机的逆模型 $\hat{P}_\Delta^{-1}(z)$,离线过程按 LMS 算法对 $\hat{P}_\Delta^{-1}(z)$ 作自适应调整,用 $\hat{P}_\Delta^{-1}(z)$ 的数字复制品串联在真实对象之前,与参考模型共同组成控制器,为发动机提供控制输入,以使得在线过程中 $\hat{P}_k(z)$ 和 $\hat{P}_\Delta^{-1}(z)$ 级联,输出 $n1$ 为期望输出 $n1_m$ 的一个最优的最小二乘匹配。其中, $\hat{P}_k(z)$ 和 $\hat{P}_\Delta^{-1}(z)$ 具有图 1 所示的滤波器结构,各自的权数目通过实验获得。

3 带积分环节的发动机自适应逆控制

由于发动机的复杂性决定了求得的发动机逆模型不可能与真实值完全一致。仿真实验证明,利用图 3 实现的控制系统具有良好的动态跟踪性能,但是存在不可忽略的稳态误差。为此在原控制结构的基础上引入积分控制加以改进,这可以看作是积分控制环节对发动机逆模型的失配进行补偿。带积分环节的发动机自适应逆控制结构如图 3 所示(此时,开关 K1 断开, K2 闭合)。

4 仿真结果

利用图 3 带积分环节的结构对某型涡扇发动机大偏差部件级模型进行燃油量—转速的建模、

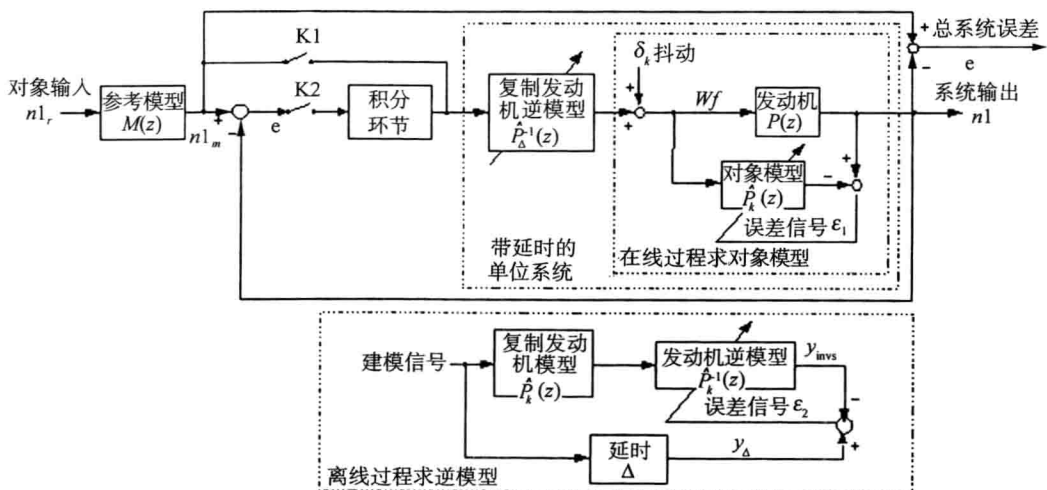


图 3 航空发动机自适应逆控制结构

Fig. 3 The structure of adaptive inverse control for aeroengines

逆建模和控制仿真实验。首先要将对象的输入和输出量在工作点附近进行归一化。将转速和燃油量归一化到直流分量附近后,幅值在 $[-0.5, 0.5]$ 之间。

然后进行发动机建模和逆建模。抖动 δ_k 和建模信号都使用逆重复 m 序列,单独建模时,系统输入为零。模型和逆模型的权数目分别取为 200 和 50,学习速率均取为 0.000 5;延时 Δ 取为 1 个步长。仿真过程误差曲线如图 4、图 5 所示。从图 4 中可以看到,建模过程进行得比较快,在模型权向量初值为零的条件下,以不到 50 s 的时间即已完成。逆建模过程(图 5)虽然进行得慢一点,但由于这是个离线过程,因此实际耗费的时间也不会影响到整个控制的自适应过程。

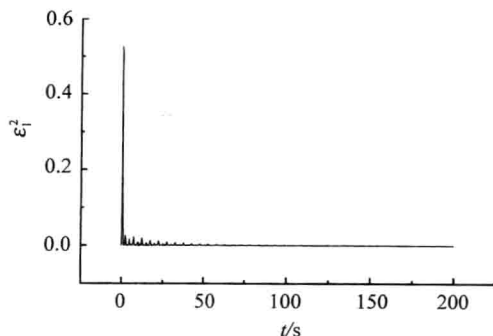


图 4 建模过程误差曲线

Fig. 4 The error curve of modeling

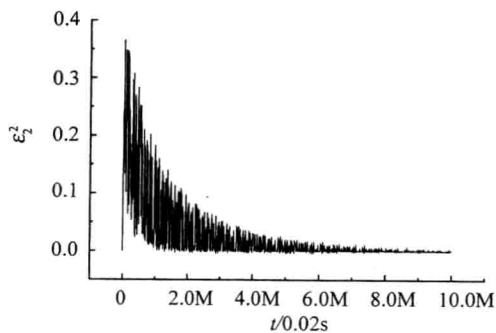


图 5 逆建模过程误差曲线

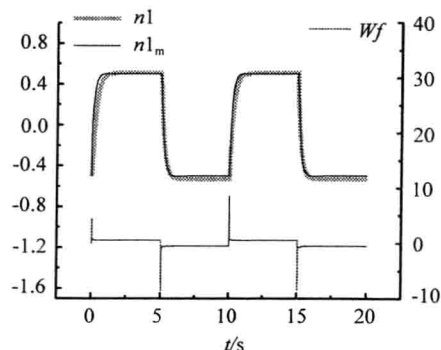
Fig. 5 The error curve of inverse modeling

根据控制性能要求,转速闭环系统频带宽度大于 5 rad/s,阻尼比 $\xi=1$,采样时间为 0.02 s,离散化参考模型后为:

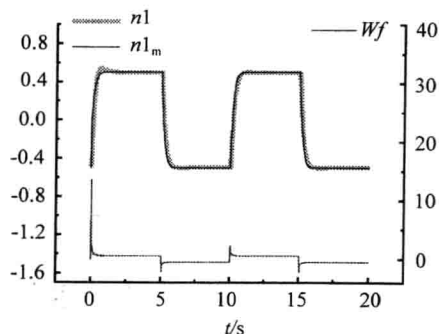
$$M(z) = \frac{0.095z^{-1} - 0.085z^{-2}}{1.809z^{-1} - 0.819z^{-2}} \quad (11)$$

仿真过程为 20 s,在线控制对象和离线获得逆模型交替进行,实现各滤波器的自适应调整。此时,对象输出 $n1$ 应该延时一个步长跟踪上参考模

型输出 $n1_m$ 。仿真过程中经过调试,选取积分时间常数 $T_i=0.1$ 。图 6 给出了发动机在高度为 2 km、马赫数为 0.75 时,控制系统无积分反馈控制和有积分反馈控制的仿真结果。通过比较可以发现,两者的动态性能都非常好,发动机逆模型的 0.02 s 延时对整体动态性能来说几乎没有影响。由图可见,图 6(a)存在稳态误差,图 6(b)无稳态误差。



(a) 无积分环节



(b) 有积分环节

图 6 发动机自适应逆控制仿真结果

($H=2.0$ km, $Ma=0.75$)

Fig. 6 The simulation result of adaptive inverse control for aeroengines

($H=2.0$ km, $Ma=0.75$)

为检验在同一组参数下该方法对工作在飞行包线内的发动机进行控制的效果,对包线内几个典型工作点进行了数字仿真,仿真结果如图 7 所示。在不同高度、不同马赫数的情况下,控制系统均表现出了很好的动、静态性能,且具有较好的适应性和鲁棒性。

通过大量仿真实验发现,在不同工作点得到的发动机模型、逆模型权值具有很大程度上的相似。因此,在发动机不断变化的工作过程中,可以用当前时刻的发动机模型、逆模型权向量作为下一时刻的控制初始值,随着自适应的调整,使系统的控制效果保持在良好的状态。这避免了在控制过程中重新建立模型。