

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

的模型、控制器等结构使用非线性滤波器来实现。非线性自适应滤波器如图 1 所示。输入信号施加于一个横向滤波器 (即抽头延迟线结构) 上, 信号在抽头处一分为二, 一路直接加权, 另一路平方后加权, 再把所有加权信号求和输出。因此, 滤波器输出信号是在抽头处的信号及其平方的线性组合, 这是一个仅有线性项和二次项的 Volterra 滤波器。

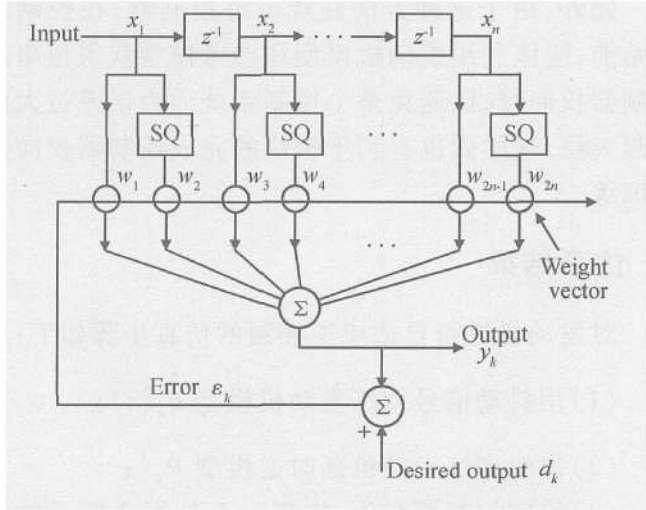


Fig 1 Structure of nonlinear adaptive transversal filter

滤波器在 k 时刻的采样输出 y_k 为

$$y_k = \sum_{i=1}^n (w_{2i-1}x_{ik} + w_{2i}x_{ik}^2) \quad (1)$$

式中 n 是抽头延迟线数目, 权向量数目为 $2n$ 。期望响应 d_k 与滤波器的输出 y_k 间的误差是

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

按 IMS 算法求得梯度估计^[3,4]

$$\hat{\bullet}_k = \begin{bmatrix} \frac{\partial \varepsilon_k^2}{\partial w_1} \\ \vdots \\ \frac{\partial \varepsilon_k^2}{\partial w_{2n}} \end{bmatrix} = 2\varepsilon_k \begin{bmatrix} \frac{\partial \varepsilon_k}{\partial w_1} \\ \vdots \\ \frac{\partial \varepsilon_k}{\partial w_{2n}} \end{bmatrix} = -2\varepsilon_k \begin{bmatrix} x_{1k} \\ x_{1k}^2 \\ \vdots \\ x_{nk} \\ x_{nk}^2 \end{bmatrix} \quad (3)$$

可以得到适用于非线性自适应滤波器的 IMS 算法

$$W_{k+1} = W_k + \mu(-\hat{\bullet}_k) = W_k + 2\mu\varepsilon_k [x_{1k} \ x_{1k}^2 \ \dots \ x_{nk} \ x_{nk}^2]^T \quad (4)$$

式中 μ 为学习速率。

3 基于 ε 滤波 IMS 算法的航空发动机自适应逆控制

对发动机的控制采用基于 ε 滤波 IMS 算法的自适应逆控制方案来实现, 控制系统要求: 在指令输入

下, 控制器的输出为发动机提供控制输入, 使得发动机的输出与该指令输入下的参考模型的输出相同或接近。在整个控制过程中, 控制器是自适应的。

控制系统结构如图 2 所示, 其中控制器 $\hat{C}(z)$, 发动机模型 $\hat{P}_k(z)$, 发动机延时逆模型 $\hat{P}_{\Delta}^{-1}(z)$ 分别由图 1 表示的非线性滤波器实现, 即 $\hat{C}_k(z) = \sum_{i=1}^{n_c} (\hat{c}_{2i-1}x_{ik} + \hat{c}_{2i}x_{ik}^2)$, $\hat{P}_k(z) = \sum_{i=1}^{n_p} (\hat{p}_{2i-1}x_{ik} + \hat{p}_{2i}x_{ik}^2)$, $\hat{P}_{\Delta}^{-1}(z) = \sum_{i=1}^{n_w} (\hat{w}_{2i-1}x_{ik} + \hat{w}_{2i}x_{ik}^2)$; $C^*(z)$ 代表一个理想控制器, 它与发动机 P 的级联特性完全和参考模型 $M(z)$ 相匹配。如果能用 $C^*(z)$ 真实控制器 $\hat{C}(z)$ 之间的误差 ε' 通过 IMS 算法来训练 $\hat{C}(z)$, 那么就能使 $\hat{C}(z)$ 很快地接近 $C^*(z)$ 。然而实际情况是, 误差 ε' 是无法得到的, 问题自然而然地转化为找到这个误差的等效信号。图 2 中通过一个过滤的误差信号 ε'_f 作为 ε' 的等效信号, 来实现控制器的权值调整。下面对该控制结构的原理进行分析。

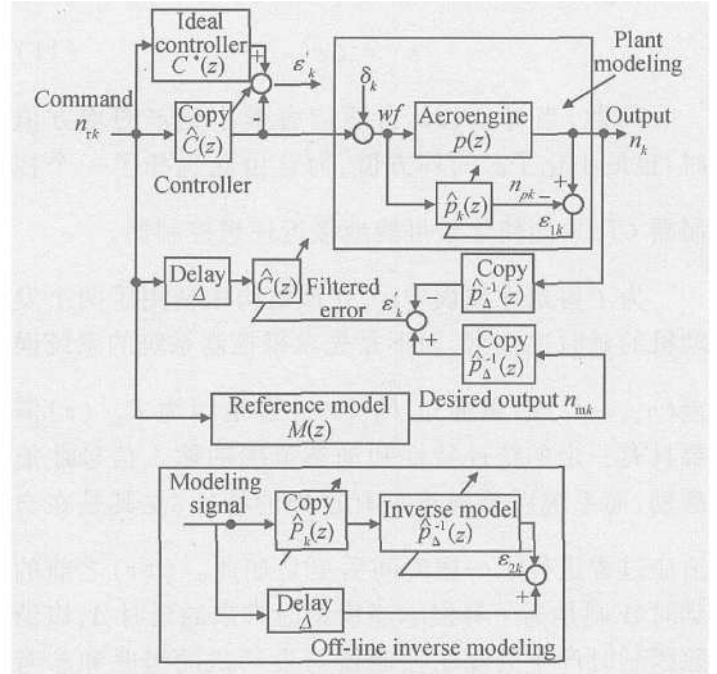


Fig 2 Structure of adaptive inverse control based on filtered- ε IMS algorithm

从图 2 中可以看出, 发动机控制系统参考输入为 n_k , 输出低压转子转速 n_k 与参考模型输出 n_{mk} 分别经过 $\hat{P}_{\Delta}^{-1}(z)$ 滤波之后得到过滤误差 ε'_f 。理想情况下, 发动机输出可表示成

$$n_k = PCn_{dk} \quad (5)$$

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_{dk} 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

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

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

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

将式 (6) 代入式 (8) 得到

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

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:

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

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。

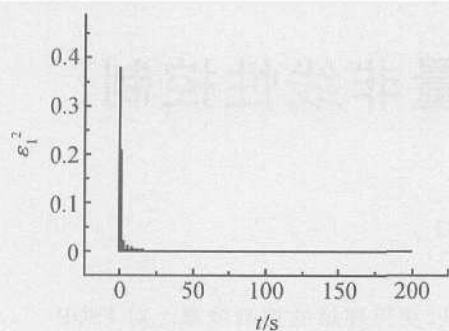


Fig. 3 Error curve of modeling

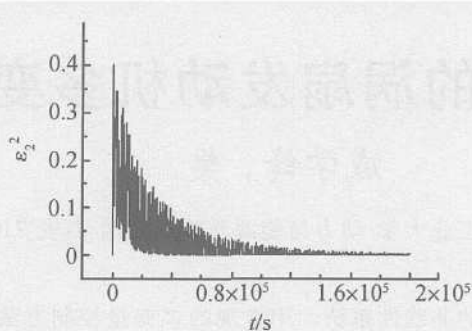


Fig. 4 Error curve of inverse modeling

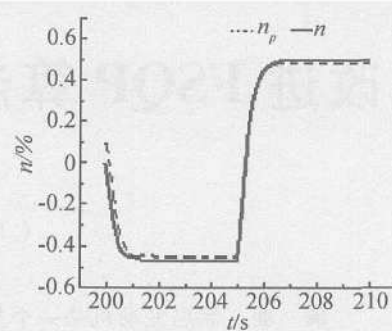


Fig. 5 Step response of the model and the real plant

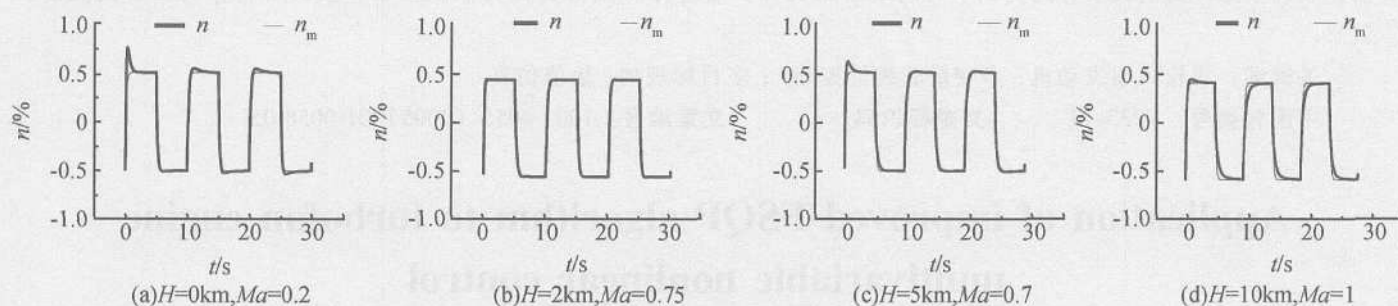


Fig. 6 Simulation results of adaptive inverse control for aeroengines at different conditions in flight envelope

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 Kanenetsky. 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)