

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; LM S 算法; 线性滤波器

中图分类号: V 233. 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; LM S 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。

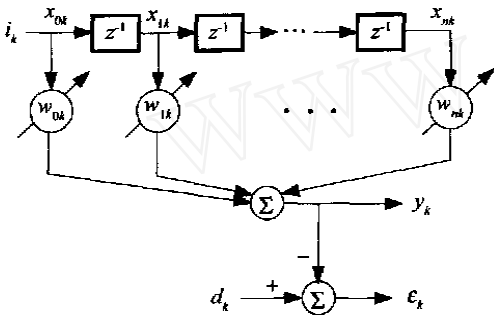


图1 自适应横向滤波器结构

Fig 1 The structure of adaptive transversal filter

k 时刻滤波器输出 y_k 为:

$$y_k = \sum_{l=0}^n w_{lk} x_{lk} = W_k^T X_k = X_k^T W_k \quad (1)$$

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

误差信号为:

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

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:

$$W_{k+1} = W_k + \mu(-\nabla_k) \quad (3)$$

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 X_k 的自相关矩阵为 R , d_k 与 X_k 的互相关向

量为 P 。以 e_k 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:

$$\nabla_k = -2P + 2RW_k \quad (4)$$

令 $\nabla_k = 0$, 求得梯度向量的最优解 W^* :

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

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)。

LM S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 e_k^2 作为均方误差 $E[e_k^2]$ 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:

$$\hat{\nabla}_k = \begin{Bmatrix} \frac{\partial e_k^2}{\partial w_1} \\ \vdots \\ \frac{\partial e_k^2}{\partial w_n} \end{Bmatrix} = 2e_k \begin{Bmatrix} \frac{\partial e_k}{\partial w_1} \\ \vdots \\ \frac{\partial e_k}{\partial w_n} \end{Bmatrix} = -2e_k X_k \quad (6)$$

此时权向量的递推表达式变为:

$$W_{k+1} = W_k + \mu(-\hat{\nabla}_k) \quad (7)$$

将式(6)代入式(7)中, 可得到LM S算法:

$$W_{k+1} = W_k + 2\mu e_k X_k \quad (8)$$

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LM S算法中, 权向量均值和方差的收敛可以用下式加以保证^[4]:

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

当权向量 W_k 保持不变时, 式(6)的期望值为:

$$E[\hat{\nabla}_k] = -2E[e_k X_k] = -\nabla_k \quad (10)$$

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)。

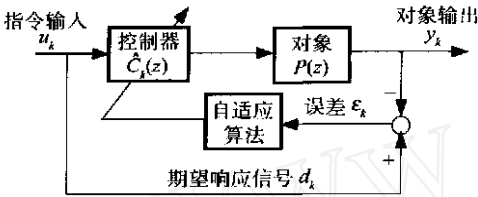


图 2 自适应逆控制结构

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 $\hat{P}_k^{-1}(z) = w_{0k} + w_{1k}z^{-1} + \dots + w_{nk}z^{-n}$ 。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, 这可以看作是利利用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,

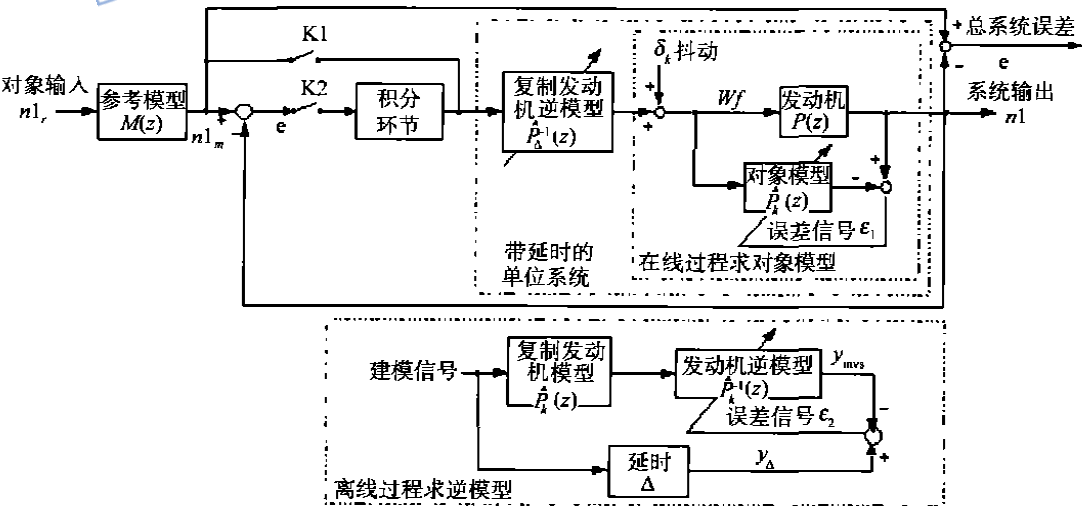


图 3 航空发动机自适应逆控制结构

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。

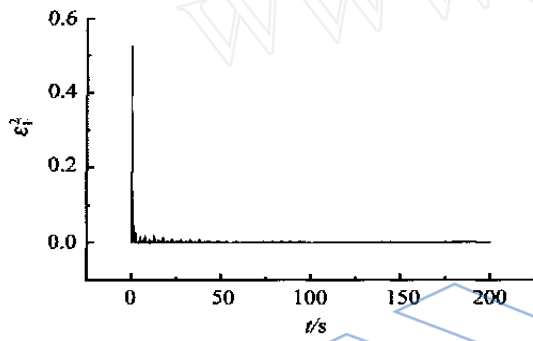


图 4 建模过程误差曲线

Fig. 4 The error curve of modeling

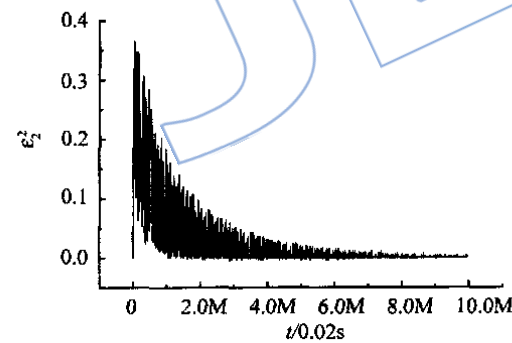


图 5 逆建模过程误差曲线

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_1

$= 0.1$ 。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。

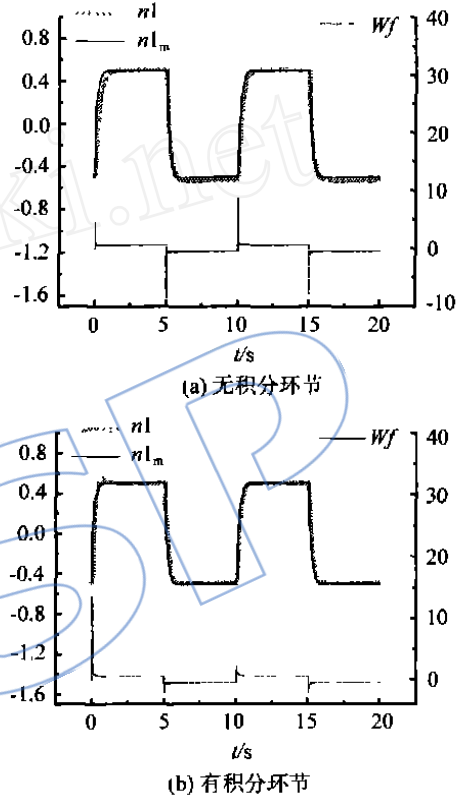


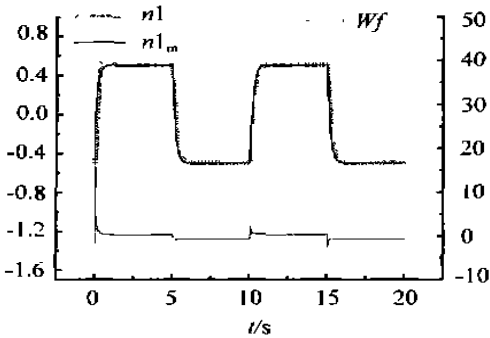
图 6 发动机自适应逆控制仿真结果

($H = 2.0 \text{ km}, M a = 0.75$)

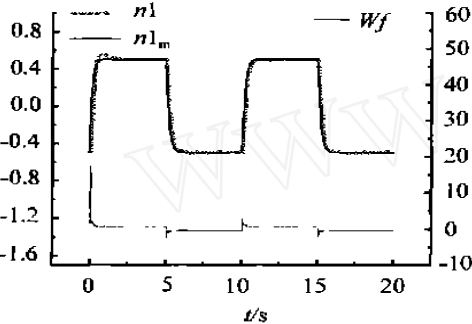
Fig. 6 The simulation result of adaptive inverse control for aeroengines
($H = 2.0 \text{ km}, M a = 0.75$)

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。

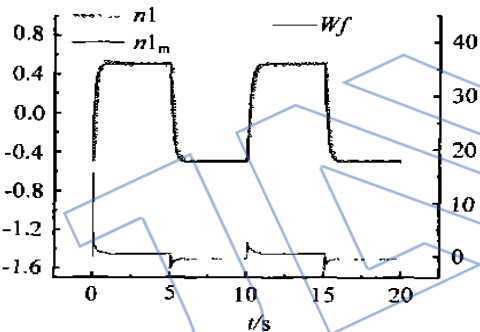
通过大量仿真实验发现,在不同工作点得到的发动机模型、逆模型权值具有很大程度上的相似。因此,在发动机不断变化的工作过程中,可以用当前时刻的发动机模型、逆模型权向量作为下一时刻的控制初始值,随着自适应的调整,使系统的控制效果保持在良好的状态。这避免了在控制过程中重新建立模型。



(a) $H=0, Ma=0.2$



(b) $H=5\text{km}, Ma=0.7$



(c) $H=10\text{km}, Ma=1.0$

图7 不同工作点时带积分环节的发动机自适应逆控制仿真曲线

Fig 7 The simulation results of adaptive inverse control with integral control for aeroengines in different flight conditions

4 结 论

本文将自适应逆控制应用于航空发动机转速控制系统中,用横向滤波器实现了发动机的建模、逆建模,并设计了控制器。提出了带积分环节的发动机自适应逆控制方案,采用积分环节来补偿发动机逆模型的失配,从而减小稳态误差,最终得到了一种响应速度快且无超调的控制系统。飞行包线内多点的数字仿真实验表明,这种控制方法概念明晰,控制动态性能好,稳态误差几乎为零,并且具有较强的适应性。

参考文献

[1] [美]维德罗B,[以色列]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: 1~ 27, 74 ~ 132

[2] Huang Jin-quan, Sun Jian-guo. Multivariable Adaptive Control Using Only Input and Output Measurements for Turbojet Engines [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1995, 117(2): 314~ 319

[3] Kallman H E. Transversal Filters [J]. *Proceedings IRE*, 1940: 28(7): 302~ 310

[4] [美]维德罗B,施蒂恩斯SD 著 自适应信号处理[M] 王永德,龙宪惠译 成都:四川大学出版社,1991: 73~ 86

[5] Widrow B, McCool J M. A Comparison of Adaptive Algorithms Based on the Methods of Steepest Descent and Random Search[J]. *IEEE Trans On Antennas and Propag*, 1976, AP- 24(5): 615~ 637.

[6] Widrow B, M ax Kamenetsky. On the Statistical Efficiency of the LMS Family of Adaptive Algorithms [A]. *IEEE Joint Conf Neural Networks*[C] Portland, 2003, 4: 2872~ 2880

[7] 胡寿松 自动控制原理(第3版) [M] 北京:国防工业出版社, 1998: 296~ 378

[8] [英]科恩CFN,格兰特PM 著 自适应滤波器[M] 邵祥义,林溪波,朱海青译 上海:复旦大学出版社,1990: 44~ 63