

一种新的直接自适应控制方法及其在制导系统中的应用

李年裕¹, 刘藻珍²

(1. 装甲兵工程学院 控制工程系, 北京 100072; 2. 北京理工大学 机电工程学院, 北京 100081)

摘要: 基于 CGT 的直接自适应控制器结构简单, 不需要滤波器, 但要求被控对象是几乎严格正实的, 这一点限制了它的应用. 通常的改进方法是采用并联前馈补偿器, 但这种前馈补偿器有时很难求, 甚至找不到. 为此, 本文提出了一种改进的方法, 其思想是: 把被控对象按结构分解为满足几乎严格正实性要求和不能满足这一要求的两部分, 然后, 分别对其采用基于 CGT 自适应控制方法和鲁棒控制方法设计控制器, 从而避免了求被控对象并联前馈补偿器这一棘手问题. 文中给出了这种方法在某导弹制导系统的应用, 仿真结果表明该方法正确可行.

关键词: CGT; 直接自适应控制; 制导; 仿真

中图分类号: TP13 **文献标识码:** A

A new direct adaptive control and its application to a guidance system

LI Nian-yu¹, LIU Zao-zhen²

(1. Department of Control Engineering, Armored Force Engineering Institute, Beijing 100072, China;

2. School of Mechano-Electronic Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: The structure of a command generator tracker (CGT)-based direct adaptive controller is simple, and no filter is needed. However, the controlled plants are required to be almost strictly positive real (ASPR), which limits its applications. The common improvement is putting a Parallel feed-forward compensator (PFC) to the plants, but sometimes it is difficult, even impossible, to determine the PFC. An improvement is presented in this paper. Firstly, the plant is divided into two parts according to its structure, one is ASPR and another is not. Then, a CGT-based direct adaptive controller and a robust controller are used to the two parts, respectively, which avoids finding the PFC. Finally, the proposed approach is applied to the design of a missile's guidance system, and simulations are performed to show that the method is correct and feasible.

Key words: CGT; direct adaptive control; guidance; simulation

1 引言 (Introduction)

直接自适应控制算法区别于一般自适应控制之处在于控制的求取不需要对系统参数进行辨识. 基于 CGT (command generator tracker) 直接模型参考自适应控制方法是由 Sobe 等人首先提出的^[1]. 它有很多优点, 比如: 被控对象的阶数与参考模型的阶数可以不同、可以应用于多输入多输出 (MIMO) 系统、控制的计算不需要自适应观测器或全状态反馈以及实现简单等. 但它要求被控对象是几乎严格正实的, 这一点限制了它的应用. 本文对此提出了一种改进的方法, 并将它应用于某自旋导弹制导系统的设计, 仿真结果表明该方法可行.

2 一种新的直接自适应控制方法 (A new direct adaptive control method)

基于 CGT 的直接模型参考自适应控制方法 (直接自适应控制算法) 要求被控对象具有几乎严格正实性, 然而在实际的控制系统设计中, 很多被控对象并不满足这一要求, 最常用的方法是在被控对象上并

联一个前馈补偿器 (parallel feedforward compensator, PFC), 使新的系统能满足几乎严格正实性的要求^[2], 但这种方法对于像导弹这样的高阶非线性时变系统很难找到那样的 PFC, 即便找到也非常复杂, 难以实际应用.

实际上, 大多数复杂的控制对象, 都可以看成是由一些简单的对象组成的. 虽然整个对象可能不满足几乎严格正实性的条件, 但是其中的一部分可能满足几乎严格正实性的条件, 因此, 这里提出一种新的基于 CGT 的直接自适应控制方法, 它的优点是避免了求被控对象的并联前馈补偿器这一棘手问题.

新的直接自适应控制方法的基本思想是: 首先对被控对象进行结构分解, 分解的方法是根据实际被控对象的组成结构, 找出其中能满足几乎严格正实性要求的部分, 而把其余不满足几乎严格正实性的结构归为另一部分. 这样就把原被控对象分解为满足几乎严格正实性要求的部分 (不妨设为 G_1) 和不满足几乎严格正实性的部分 (不妨设为 G_2) 两部分.

然后,对满足几乎严格正实性要求的部分(G_1)使用基于CGT直接自适应控制方法,而对不满足几乎严格正实性的部分(G_2)设计适当的控制器,使 G_2 的输出能跟踪基于CGT直接自适应控制器的输出,从而使得基于CGT直接自适应控制方法能够应用于非几乎严格正实对象.其原理框图如图1所示.

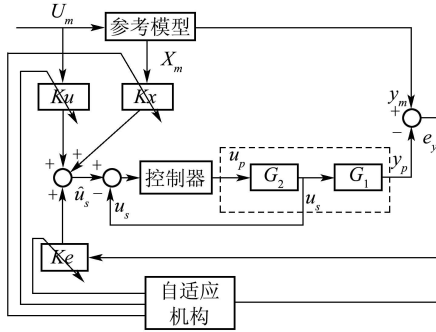


图1 改进的直接自适应控制原理图

Fig. 1 Block diagram of improved direct adaptive control

图1中, k_x, k_u, k_e 是自适应系数. 由图可知, 如果控制器设计得当, 使其输出 u_p 作用于被控对象后, 在 G_2 的输出端产生的控制 u_s 能够完全跟踪直接自适应控制产生的输出 $\hat{u}_s$, 那么就相当于基于CGT的直接自适应控制器直接作用于 G_1 , 而由假设, G_1 是几乎严格正实, 由参考文献[2], 被控对象的输出 y_p 可以完全跟踪模型输出 y_m .

设被控对象的几乎严格正实部分 G_1 的最小实现为

$$\begin{cases} \dot{x}_{g1}(t) = A_{g1}x_{g1}(t) + B_{g1}u_s(t), \\ y_{g1}(t) = C_{g1}x_{g1}(t). \end{cases} \quad (1)$$

参考模型的方程为

$$\begin{cases} \dot{x}_m(t) = A_m x_m(t) + B_m u_m(t), \\ y_m(t) = C_m x_m(t), \end{cases} \quad (2)$$

并设

$$\begin{bmatrix} \Omega_{11} & \Omega_{12} \\ \Omega_{21} & \Omega_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{g1} & B_{g1} \\ C_{g1} & 0 \end{bmatrix}^{-1}.$$

由基于CGT的直接模型参考自适应控制原理^[1], 存在实现完全跟踪的理想状态与理想控制 x_p^*, u_p^* , 可设为

$$\begin{bmatrix} x_p^* \\ u_p^* \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} \\ S_{21} & S_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_m(t) \\ u_m(t) \end{bmatrix}, \quad (3)$$

其中:

$$\begin{cases} S_{11} = \Omega_{11}S_{11}A_m + \Omega_{12}C_m, \\ S_{12} = \Omega_{11}S_{11}B_m, \\ S_{21} = \Omega_{21}S_{11}A_m + \Omega_{22}C_m, \\ S_{22} = \Omega_{21}S_{11}B_m. \end{cases} \quad (4)$$

设自适应控制系数为

$$K(t) = [K_e(t) \ K_x(t) \ K_u(t)], \quad (5)$$

又设

$$r(t) = [e_y(t) \ x_m(t) \ u_m(t)]^T, \quad (6)$$

则

$$\hat{u}_s = K(t)r(t), \quad (7)$$

其中 $K(t)$ 包括比例与积分两部分, 算法为

$$\begin{cases} K(t) = K_p(t) + K_I(t), \\ K_p(t) = v(t)r^T(t)\bar{T}, \\ \dot{K}_I(t) = v(t)r^T(t)T - \sigma K_I, \\ K_I(0) = K_{I0}, \\ v(t) = y_m - y_{g1}. \end{cases} \quad (8)$$

其中: $T > 0, \bar{T} \geq 0$ 为时不变的对称加权阵, K_{I0} 为积分初始值, σ 为积分增益遗忘因子.

定理1 设图1所示的控制系统中, G_1 是几乎严格正实的, 控制器能使 G_2 的输出 u_s 能够完全跟踪直接自适应控制产生的输出 $\hat{u}_s$, 或跟踪误差有界, 则上述算法可以保证系统的所有状态和信号有界, 从而使得被控对象的输出完全跟踪模型的输出或跟踪误差有界.

证 显然, 若 u_s 能够完全跟踪直接自适应控制产生的输出 $\hat{u}_s$, 即 $u_s = \hat{u}_s$, 那么, 相当于直接对 G_1 应用基于CGT的自适应控制算法, 由参考文献[2]知, 此时, 被控对象的输出可以完全跟踪参考模型的输出.

若 u_s 不能够完全跟踪直接自适应控制产生的输出 $\hat{u}_s$, 那么, 假设

$$\tilde{u}_s = \hat{u}_s - u_s.$$

设 $e_x(t) = x^*(t) - x(t)$, 则 $\dot{e}_x(t) = \dot{x}^*(t) - \dot{x}(t)$, 经推导可得

$$\begin{aligned} \dot{e}_x(t) &= \dot{x}^*(t) - \dot{x}(t) = \\ &A_{g1}x^*(t) + B_{g1}u_p^*(t) - A_{g1}x(t) - B_{g1}u_s(t) = \\ &A_{g1}x^*(t) + B_{g1}[S_{21}x_m(t) + S_{22}u_m(t)] - \\ &A_{g1}x(t) - B_{g1}(\hat{u}_s(t) - \tilde{u}_s(t)) = \\ &A_{g1}e_x(t) + B_{g1}[S_{21}x_m(t) + S_{22}u_m(t) - \\ &K(t)r(t)] + B_{g1}\tilde{u}_s(t) = \\ &A_{g1}e_x(t) + B_{g1}[S_{21}x_m(t) + S_{22}u_m(t) + \\ &k^*e_y(t) - k^*e_y(t) - K_e(t)e_y(t) - \\ &K_x(t)x_m(t) - K_u(t)u_m(t)] + B_{g1}\tilde{u}_s(t) = \\ &(A_{g1} - B_{g1}k^*C_{g1})e_x(t) - \\ &B_{g1}(K - K^*)r(t) + B_{g1}\tilde{u}_s(t) = \end{aligned}$$

$$A_c e_x(t) - B_{g1}(K - K^*)r(t) + B_{g1}\tilde{u}_s(t),$$

$$e_y(t) = C_{g1}e_x(t), \quad (9)$$

$$e_y(t) = W(s)\tilde{k}(t)r(t) + W(s)\tilde{u}_s(t), \quad (10)$$

其中 k^* 为使 G_1 稳定的输出反馈系数,

$$K^* = [k^* S_{21} S_{22}],$$

$$A_c = A_{g1} - B_{g1}k^*C_{g1},$$

$$W_s = C_{g1}(sI - A_c)^{-1} - B_{g1},$$

$$\tilde{k} = K - K^*.$$

由假设 G_1 是几乎严格正实性的, 所以 $W(s)$ 是严格正实的. 由Kalman-Yakubovich 引理, 存在正定对称矩阵 P 和 Q , 满足

$$\begin{cases} A_c^T P + P A_c = -Q, \\ P B_{g1} = C_{g1}. \end{cases} \quad (11)$$

取Lyapunov函数

$$V(t) = e_x^T(t)P e_x(t) + \text{tr}\{(K_I(t) - K^*)T^{-1}(K_I(t) - K^*)^T\}. \quad (12)$$

为方便, 下面的推导中省略符号 t

$$\dot{V} = \dot{e}_x^T P e_x + e_x^T P \dot{e}_x + 2\text{tr}\{(K_I - K^*)T^{-1}\dot{K}_I^T\}. \quad (13)$$

将式(8)和(9)代入式(13), 并利用式(11)得

$$\begin{aligned} \dot{V} = & \dot{e}_x^T P e_x + e_x^T P \dot{e}_x + 2\text{tr}\{(K_I - K^*)T^{-1}\dot{K}_I^T\} = \\ & e_x^T(PA_c + A_c^T P)e_x - \\ & 2e_x^T P B_{g1}(K - K^*)r + 2e_x^T P B_{g1}\tilde{u}_s + \\ & 2\text{tr}\{(K_I - K^*)T^{-1}(e_y r^T T - \sigma K_I)\} = \\ & -e_x^T Q e_x - 2e_x^T P B_{g1}(K - K^*)r + \\ & 2e_x^T P B_{g1}\tilde{u}_s - 2\sigma\text{tr}\{(K_I - K^*)T^{-1}K_I^T\} + \\ & 2e_y^T(K - K^*)r - 2e_y^T e_y r^T \bar{T}r = \\ & -e_x^T Q e_x + 2e_x^T P B_{g1}\tilde{u}_s - \\ & 2\sigma\text{tr}\{(K_I - K^*)T^{-1}(K_I - K^*)^T\} - \\ & 2\sigma\text{tr}\{(K_I - K^*)T^{-1}K^{*T}\} - 2e_y^T e_y r^T \bar{T}r = \\ & -e_x^T Q e_x - 2\sigma\text{tr}\{(K_I - K^*)T^{-1}(K_I - K^*)^T\} - \\ & 2e_y^T e_y(e_y^T \bar{T} e_y e_y + x_m^T \bar{T} x_m x_m + u_m^T \bar{T} u_m u_m) - \\ & 2\sigma\text{tr}\{(K_I - K^*)T^{-1}K^{*T}\} + 2e_x^T P B_{g1}\tilde{u}_s, \end{aligned} \quad (14)$$

这里 $\bar{T}_{ey}$, $\bar{T}_{xm}$, $\bar{T}_{um}$ 分别是加权矩阵 $\bar{T}$ 对应于 e_y , x_m , u_m 的子矩阵.

由假设 x_m , u_m , $\tilde{u}_s$ 都是有界的, 所以, 存在 $\alpha_1, \dots, \alpha_7 > 0$, 使得

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & -\alpha_1 \|e_x\|^2 - \alpha_2 \|(K_I - K^*)\|^2 - \alpha_3 \|e_y\|^4 - \\ & \alpha_4 \|e_y\|^2 \|x_m\|^2 - \alpha_5 \|e_y\|^2 \|u_m\|^2 + \end{aligned}$$

$$\alpha_6 \|e_x\| + \alpha_7 \|K_I - K^*\|. \quad (15)$$

显然, 如果 $\|e_x\|$, $\|K_I - K^*\|$ 无限增长, 则 $V(t)$ 也增长, 当 $V(t)$ 到达一定界限(设为 V_1)时, 上式中的负定项(前五项)相对于后两项(正负不定项)将占据主要地位, 从而使得 $\dot{V}(t)$ 为严格负定, 所以有

$$\dot{V}(t) < -\varepsilon V_1, \forall V(t) > V_1. \quad (16)$$

所以, 最终 $V(t)$ 一致有界, 从而 $\|e_x\|$, $\|K_I - K^*\|$ 也一致有界. 于是, 输出系统跟踪误差也一致有界. 证毕.

此外, 由式(14)可以看出, 其包含输出误差项是负定的, 所以, 可以通过选择适当的加权增益, 使得此项的权重增大, 从而可以达到控制和减小输出跟踪误差的目的.

3 应用实例(Example)

某自旋导弹采用三点发制导, 弹上检测装置不断检测出导弹对于视线的线偏差, 控制系统根据测出的线偏差, 产生相应的控制力作用于导弹, 使偏差减小, 导弹飞向目标.

其数学模型可看作如下两部分串联而成, 其中 G_2 的状态方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\varphi}_v \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \\ \dot{\vartheta} \\ \dot{\varphi} \\ \dot{z}_{l1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -a_4 & 0 & 0 & 0 & a_4 & 0 & 0 \\ 0 & -b_4 & 0 & 0 & 0 & b_4 & 0 \\ -b_7 & b_2 & -b_1 & -b_6 & b_7 & -b_2 & 0 \\ a_2 & a_7 & a_6 & -a_1 & -a_2 & -a_7 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta \\ \varphi_v \\ \omega_y \\ \omega_z \\ \vartheta \\ \varphi \\ z_{l1} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} a_5 & 0 & 0 \\ 0 & -a_5 & 0 \\ 0 & a_3 & 0 \\ -a_3 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & \frac{-2v_m}{L_t} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_y \\ K_z \\ v_l \end{bmatrix},$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta}' \\ \dot{\varphi}'_v \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -v_m & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta & \varphi_v & \omega_y & \omega_z & \vartheta & \varphi & z_{l1} \end{bmatrix}^T,$$

G_1 的状态方程为

$$\begin{bmatrix} \dot{y}_l \\ \dot{z}_l \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y_l \\ z_l \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta' \\ \varphi'_v \end{bmatrix},$$

$$\begin{bmatrix} y_l \\ z_l \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y_l \\ z_l \end{bmatrix}.$$

其中:

$a_i, b_i (i = 1, 2, \dots, 7)$ 为系统的动力系数,

v_m, v_t 分别为导弹飞行速度和目标的运动速度,
 y_l, z_l 分别为导弹在俯仰和偏航方向的线偏差,
 z_{l1} 为偏航方向线偏差中间变量,
 K_y, K_z 为偏航指令系数和俯仰指令系数,
 L_t 为目标在 oX 轴上的坐标,
 t 为时间.

其中: G_1 描述的是制导大回路的特性, G_2 描述的是导弹姿态回路的特性. 显然, 可以看出 G_1 满足几乎严格正实性的要求. 这样某自旋导弹制导系统的模型可以看成是由 G_1 与 G_2 两部分串联而成, 利用上述改进的直接自适应控制方法, 可得某导弹制导控制系统框图如图2所示:

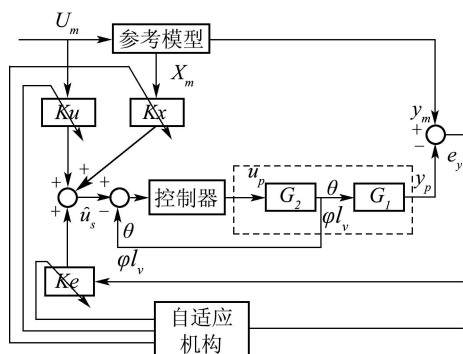


图2 某导弹制导系统原理框图

Fig. 2 Block diagram of a missile's guidance system

图2中, 参考模型选取为该导弹的某个典型弹道上的一个特征点(其动力系数如下)作为对导弹的模拟, 并对这个定常的“模拟导弹”进行控制, 使得它在跟踪目标时具有我们希望的动静态性能. 参考模型的动力系数数值为:

$$\begin{aligned} a_{10} &= -4.06, a_{20} = 629.44, a_{30} = -19.77, \\ a_{40} &= 3.08, a_{50} = 0.02, a_{60} = 1.51, a_{70} = -25.3, \\ b_{10} &= a_{10}, b_{20} = a_{20}, b_{30} = -a_{30}, b_{40} = a_{40}, \\ b_{50} &= -a_{50}, b_{60} = a_{60}, b_{70} = a_{70}. \end{aligned}$$

图2中不满足几乎严格正实性部分 G_2 的控制器设计为 H_∞ 鲁棒控制器, 以提高系统的鲁棒性. 得到的 H_∞ 鲁棒控制器的状态方程系数矩阵为:

$$\begin{aligned} A_k &= \begin{bmatrix} -198.02 & -1478.42 & 3027.94 & 32089.73 \\ 11.11 & -16.13 & 32.83 & -347.86 \\ 2.57 & 16.46 & -30.14 & 307.93 \\ -3.54 & 5.59 & 50.69 & -551.52 \end{bmatrix}, \\ B_k &= [-0.00022 \quad 0.175 \quad -36.23 \quad 13.74]^T, \\ C_k &= [1754.0 \quad 11843.57 \quad -27474.33 \quad 292162.47], \\ D_k &= 0. \end{aligned}$$

系统中自适应系数的加权矩阵为: $\bar{T}_e = T_e = 20.2I_2$, $\bar{T}_u = T_u = 15.1I_2$, $\bar{T}_m = T_m = 10.5I_6$, I_2, I_6 为维

数分别为2和6的单位矩阵.

在目标位于5000 m处, 以10 m/s沿 oz 轴匀速运动时, 对上述制导系统进行了仿真. 图3是导弹在偏航方向和俯仰方向跟踪参考模型的线偏差曲线. 由图可以看出, 系统具有良好的跟踪性能.

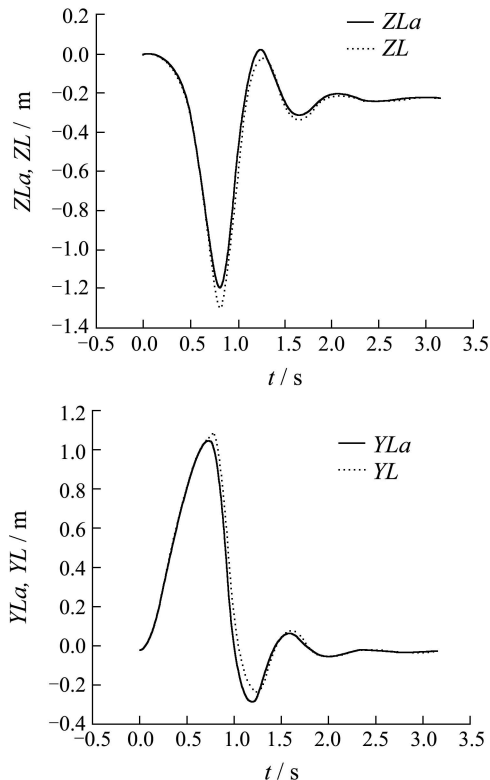


图3 导弹线偏差跟踪曲线

Fig. 3 Tracking plot of the missile's line-offset

4 结论 (Conclusion)

本文所提出的新的直接自适应控制方法, 避免了基于CGT的直接自适应控制方法在应用于非几乎严格正实(ASPR)对象时需要要求并联前馈补偿器(PFC)的难题. 从理论分析和仿真结果可以看出, 这种方法是可行的.

参考文献 (References):

- [1] SOBEL K, KAUFMAN H, MABIUS L. Implicit adaptive control for a class of MIMO systems[J]. *IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems*, 1982, 18(5): 576–690.
- [2] KAUFMAN H, BARKANA I, SOBEL K. *Direct Adaptive Control Algorithms*[M]. New York: Springer, 1994.

作者简介:

李年裕 (1968—), 男, 副教授, 博士, 主要从事自动检测、导航制导与控制方面的研究, E-mail: linianyu@sohu.com;

刘藻珍 (1946—), 女, 教授, 博士生导师, 主要研究领域为飞行器制导、控制与仿真, E-mail: liuzaozhen@bit.edu.cn.