

直接根据性能指标进行航空发动机 LQG/LTR 控制器设计

西北工业大学 陶 涛^{* *} 阎文博

【摘要】 本文提出了一种根据性能指标要求设计航空发动机LQG/LTR控制器的方法。采用这种方法,可根据发动机模型及性能指标要求直接获得卡尔曼滤波器增益,而无需求解Riccati方程。随后的仿真结果表明,所设计的控制系统具有较好的稳定鲁棒性及较好的动态性能。

关键词: 航空发动机 性能 卡尔曼滤波器 鲁棒性

分类号: V233.752

1 前言

LQG/LTR 设计方法是在原 LQG 的基础上增加一个 LTR 步骤^[1], 以克服 LQG 控制器稳定鲁棒性差的问题。由于该方法概念简单, 很快在工程中得以应用于航空发动机控制领域^[2~5]。

$$\begin{cases} x = A_{ag}x + B_{agu} + \Gamma w \\ y = C_{ag}x + v \\ z = Mx \end{cases}$$

考虑对象为:

其中: w 和 v 为白噪音且协方差 $E\{ww^T\} = W \geq 0$, $E\{vv^T\} = V > 0$, $E\{wv^T\} = 0$, u 为控制信号, y 为测量输出, x 为状态量。

LQG 问题的解决采用所谓的分离原理^[6], 即可将状态调节器与卡尔曼滤波器的设计分开独立进行, 然后将两部分组合在一起以形成整个系统。图 1 表明了这种控制器的结构。

在进行 LQG/LTR 控制器设计时, 设计焦点一般集中在如何选择合适的 W , V 及 Γ 矩阵以使系统具有较好的动态性能及鲁棒性。但这些矩阵的选择较为繁琐, 有

时需要经过多次重复才能得到满足要求的的控制器。本文旨在针对航空发动机这一对象给出直接根据性能要求选择这些这些矩阵的方法。

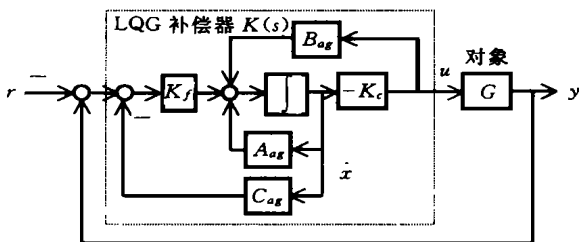


图 1 LOG 补偿器结构

2 在航空发动机控制中 Γ 阵的选取

对于卡尔曼滤波器, 由图 1, K_f 输入端的回比为:

$$-H_f(s) = -C_{ag}(sI - A_{ag})^{-1}K_f$$

令

$$G_f(s) = C_{ag}(sI - A_{ag})^{-1}\Gamma$$

可以证明^[6]:

$$[I + H_f(s)]V[I + H_f(-s)]^T = V + G_f(s)WG_f^T(-s) \quad (1)$$

以下讨论发动机输出端 LTR 控制设计。设:

$$V = \alpha I, \quad W = \beta I \quad (\alpha > 0, \quad \beta > 0)$$

$$\text{则(1)式成为: } [H_f(s) + I][H_f(-s) + I]^T = [I + \alpha \beta G_f(s)G_f^T(-s)] \quad (2)$$

由上式知, 如果适当选择 Γ 使 $G_f(s) = C_{ag}(sI - A_{ag})^{-1}\Gamma$ 成为对角阵, 那么 $H_f(s)$ 必定为对角阵。这意味着, 当经过 LTR 步骤后, 发动机控制系统对指令信号 r 必定是解耦的。即发动机控制系统的各个通道是相互独立的。设 h_i 为 H_f 第 i 个对角线元素, 则经过 LTR 步骤后, 系统第 i 个输出 y_i 对第 i 个指令输入 r_i 的闭环传递函数为:

$$t_i = h_i / (1 + h_i) \quad (3)$$

为保证系统输出对阶跃指令输入的响应无超调, 简单地设:

$$t_i = 1 / (\tau_i s + 1) \quad (4)$$

其中: τ 用于调节各个通道的阶跃响应时间。

$$\text{由(3)式及(4)式可得: } h_i = 1 / (\tau_i s), \quad h_i + 1 = (\tau_i s + 1) / (\tau_i s) \quad (5)$$

设 $g_i(s)$ 为 $G_f(s)$ 主对角线上第 i 个元素, 由(2)式得:

$$[h_i(s) + 1][h_i(-s) + 1] = [1 + \beta' \alpha g_i(s)g_i(-s)]$$

将(5)式代入上式, 于是:

$$g_i(s)g_i(-s) = [\overline{\alpha' \beta'} / (\tau_i s)][\overline{\alpha' \beta'} / (-\tau_i s)]$$

$$\text{可令: } g_i(s) = \overline{\alpha' \beta'} / (\tau_i s) \quad (6)$$

$$\text{从而 } G_f(s) = \overline{\alpha' \beta'} \text{diag}[1 / (\tau_1 s), 1 / (\tau_2 s), \dots, 1 / (\tau_m s)] \quad (7)$$

其中: m 为对象输出量的个数。

航空发动机线性状态空间模型可描述如下^[7]:

$$\dot{x} = A_{ag}x + B_{ag}u, \quad y = C_{ag}x \quad (8)$$

$$\text{其中: } A_{ag} = \begin{bmatrix} A & B \\ O & O \end{bmatrix}, \quad B_{ag} = \begin{bmatrix} O \\ I \end{bmatrix}, \quad C_{ag} = [C \quad D] \quad (9)$$

其中, 各向量的含义如下: $x = [\bar{n}_L \quad \bar{n}_H \quad \bar{m}_f \quad \bar{A}_e]^T$, $y = [\bar{n}_L \quad T_3]^T$, $u = [u_1 \quad u_2]^T$

其中: u_1 和 u_2 为控制量。 $\bar{n}_L$, $\bar{n}_H$, T_3 , $\bar{m}_f$ 和 $\bar{A}_e$ 分别为某双转子发动机低、高压转子转速, 燃烧室出口总温, 主供油量及尾喷口面积。

将 Γ 分解为 $\Gamma = \begin{bmatrix} \Gamma_H \\ \Gamma_L \end{bmatrix}$, 于是:

$$G_f(s) = C_{ag}(sI - A_{ag})^{-1}\Gamma = [C \quad D] \left(sI - \begin{bmatrix} A & B \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \right)^{-1} \begin{bmatrix} \Gamma_H \\ \Gamma_L \end{bmatrix}$$

经简单推导可得: $G_f(s) = C(sI - A_{ag})^{-1}\Gamma = [\Gamma_H + B\Gamma_L/s + (sI - A)^{-1}C^{-1}D\Gamma_L/s]$

$$\text{将(7)式代入并令: } \Omega = \overline{\alpha' \beta'} C^{-1} \text{diag}(\tau_1^{-1}, \tau_2^{-1}, \dots, \tau_m^{-1}) \quad (10)$$

可得: $[\Gamma_H + C^{-1}D\Gamma_L - \Omega]s = [(B - AC^{-1}D)\Gamma_L + A\Omega]$

因此下式成立
$$\Gamma = \begin{bmatrix} \Gamma_H \\ \Gamma_L \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} [I - C^{-1}D(AC^{-1}D - B)^{-1}A]\Omega \\ (AC^{-1}D - B)^{-1}A\Omega \end{bmatrix} \quad (11)$$

3 卡尔曼滤波器增益阵的获取

从前面的分析结果知, 若 Γ 按 (11) 式取值的话, 则有:

$$H_f(s) = C(sI - A)^{-1}K_f = \text{diag}[1/(\tau_1 s), 1/(\tau_2 s), \dots, 1/(\tau_m s)]$$

结合(7) 式知:

$$G_f(s) = \frac{\overline{\alpha}\beta}{\beta} H_f(s)$$

即:

$$C(sI - A)^{-1}\Gamma = \frac{\overline{\alpha}\beta}{\beta} C(sI - A)^{-1}K_f$$

在本文研究的问题中, C 为方阵且满秩, 故 C^{-1} 存在。于是, 由上式立刻可得:

$$K_f = \frac{\overline{\alpha}\beta}{\beta} \Gamma \quad (12)$$

当 $\alpha = \beta = 1$ 时

$$K_f = \Gamma$$

将 (10) 及 (11) 式代入上 (12) 式并考虑到:

$$(AC^{-1}D - B)^{-1}AC^{-1} = (D - CA^{-1}B)^{-1}$$

$$[I - C^{-1}D(AC^{-1}D - B)^{-1}A]C^{-1} = (C - DB^{-1}A)^{-1}$$

得:

$$K_f = \begin{bmatrix} (C - DB^{-1}A)^{-1} \\ (D - CA^{-1}B)^{-1} \end{bmatrix} \text{diag}(\tau_1^{-1}, \tau_2^{-1}, \dots, \tau_m^{-1}) \quad (13)$$

上式清楚地表明: 卡尔曼滤波器增益阵可通过发动机原始线性模型 (即不含积分环的模型) 的状态空间矩阵 A , B , C , D 及设计指标直接获得而无须求解 Riccati 方程。

4 仿真计算

本文在以上结论的基础上进行了某型发动机的整个飞行包线内的仿真计算。此处, $m = 2$ 。给定不同的 τ_1 , τ_2 可获得不同的 $H_f(j\omega) = C_{ag}(j\omega I - A_{ag})^{-1}K_f$ 奇异值图。图 2 显示了不同的 τ_1 , τ_2 对 H_f 的影响。可见, 减小 τ 可增大穿越频率。本文中取 $q = 10^5$ 此时, 系统开环传递函数 $G(s)K(s)$ 的奇异值见图 3。可见, $G(s)K(s)$ 的奇异值图已足够接近目标回路奇异值图。

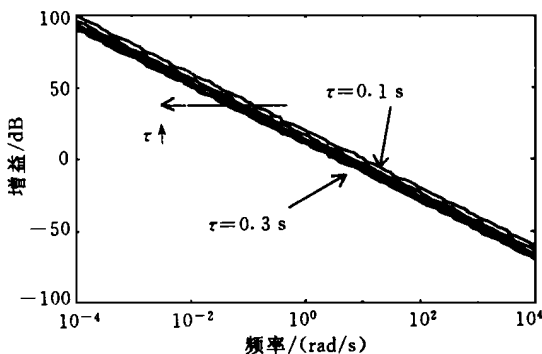


图 2 $\bar{\sigma}[H_f(j\omega)]$ 奇异值图 ($\tau_1 = \tau_2 = \tau$)

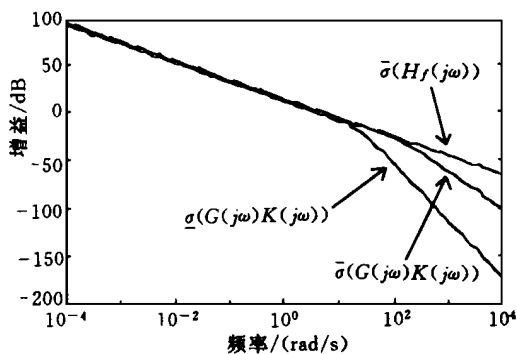


图 3 $\sigma[G(j\omega)K(j\omega)]$

图 4 显示了以 $H = 5$ km, $Ma = 1.0$ 飞行条件下的发动机模型为标称模型设计的控制系统对阶跃信号的响应。该图也同时给出了当 $H = 0$ km, $Ma = 0$ 时该控制系统的响应曲线。

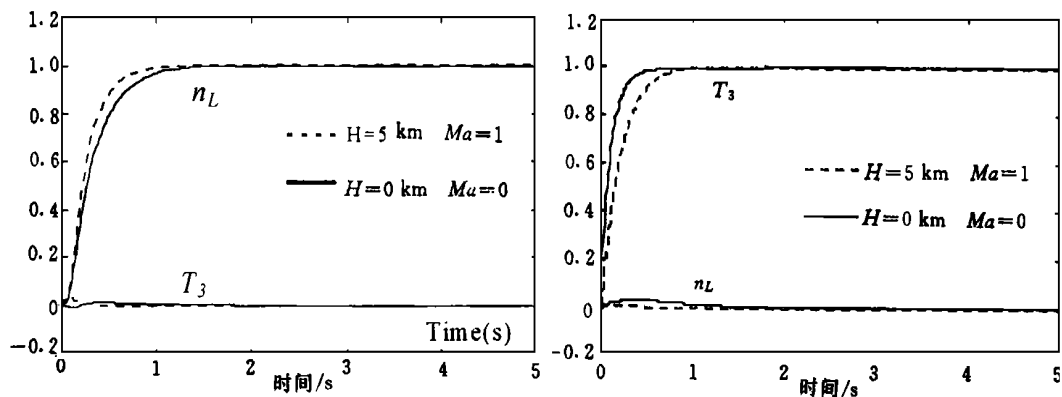
(a) $r_1 = 1, r_2 = 0$ 时, n_L 和 T_3 响应(b) $r_1 = 0, r_2 = 0$ 时, n_L 和 T_3 响应

图 4 控制系统对阶跃信号的响应

5 结 论

本文提出了一种直接根据性能指标要求及发动机模型设计 LQG/LTR 控制器的方法, 采用该方法, 无需求解 Riccati 方程而直接获得 Kalman 滤波器增益阵。采用该方法设计的控制系统其闭环系统的动态解耦性能良好; 仿真结果表明, 本文提出的方法行之有效, 所设计的控制系统具有较好的动态性能并具有较强的稳定及性能鲁棒性。

参 考 文 献

- 1 Doyle J C, Stein G. Multivariable Feedback Design: Concepts for a Classical/ Modern Synthesis. IEEE Transactions on automatic control, 1981, AC26: 4- 16
- 2 William H P, Athans M, Spang H A. Multivariable Control of the GE- T700 Engine Using the LQG/LTR Design Methodology. 1986, LIDS- P- 1547
- 3 Athans M. Linear- quadratic Gaussian with Loop Transfer Recovery Methodology for F100 Engine. AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamic, 1986, 9: 45- 42
- 4 Athans M. Turbofan Engine Control System Design Using LQG/LTR Methodology. 1989, Proceedings of the 1989 American Control Conference
- 5 徐刚. 航空发动机控制: [博士学位论文]. 南京: 南京航空航天大学, 1995
- 6 Stengel R F. Stochastic Optimal Control: Theory and Application. John Wiley & Sons, Inc, 1986
- 7 陶涛. 航空发动机鲁棒控制研究: [博士学位论文]. 西安: 西北工业大学, 1997

(责任编辑 王震华)

has excellent static and dynamic performance. It is insensitive to environmental conditions.

Key Words Gas lubricated bearing Journal Performance compliant
Multileaf experiments

MULTIVARIABLE CONTROL FOR AEROENGINE WITH 3- LAYER NEURAL NETWORKS

Huang Jinquan, Chai Hongwu, Sun Jianguo

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT

A multivariable neural network adaptive control is provided for a turbofan engine. The nonlinear system is compensated dynamically by a 3- layer neural network. An on- line weight- tuning algorithm with simplified Hebbian rule and e- modification is worked out to guarantee tracking performance as well as bounded weights without off- line training. The precise model of the engine is not necessary for design of control system. The multivariable control system has satisfactory performance for the full flight envelope with good adaptation and robustness. Simulation results show satisfactory dynamic and static performance within the whole flight envelope and good effectiveness of reducing interaction in the multivariable system with significant coupling.

Key Words Aeroengine Neural networks Multivariable control

DESIGN OF AEROENGINE LQG/ LTR CONTROLLER ACCORDING TO PERFORMANCE TARGET

Tao Tao and Yan Wenbo

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT

When LQG/ LTR methodology is applied to control system design, it is not easy to choose proper covariance matrices for Kalman filter design for good dynamic performance and robustness of the control system. The methodology is based on the idea that if the control system is decoupled, the target close loop transfer functions of each channel can be presented according to the demands of dynamic performance. After the recovery procedure is finished, the system performance must approximate the target. With the methodology provided for designing the Kalman filter, the Kalman filter gain matrix can be calculated directly in accordance with the performance targets and state space matrices of the plant so that it is unnecessary to solve the Riccati equation. The simulations show that dynamic performance of the control system designed by using this methodology meets the design target, and its robustness is good.

Key Words Aeroengine Performance Kalman filter Robustness

A NEW VARIABLE STRUCTURE ADAPTIVE CONTROL SCHEME AND ITS APPLICATIONS

Guo Yingqing, Xu Demin, Fan Siqu

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, xi'an 710072)

ABSTRACT

A new variable structure adaptive control scheme is proposed. The