

用 LQG/LTR 方法设计航空发动机 多变量控制器*

西北工业大学 黄万伟 张加桢

【摘要】 研究航空发动机多变量鲁棒控制器的设计方法。以某型涡轮喷气发动机为对象,利用差分法得到发动机的小偏离状态空间模型,计算了多种工况下的模型参数。利用 LQG/LTR 方法设计了发动机双变量鲁棒控制器,研究了该控制系统的指令跟踪、解耦、干扰抑制等性能。研究表明 LQG/LTR 控制器对于具有不确定性的对象模型有很好的鲁棒性。

主题词: 鲁棒控制 多参数控制 反馈控制 奇解

分类号: V233.63

1 发动机数学模型的建立

按鲁棒控制原理设计的系统在模型参数摄动情况下仍能使系统保持稳定和必要的性能。LQG/LTR 是一种有效的多变量控制系统设计方法。该方法是 Doyle 和 Stein 于 1980 年提出的一种频域的多变量反馈设计方法^[1]。使用现有的某型发动机静态计算程序,用差分法(综合法)得到发动机最大状态时的小偏离动态模型。在整个飞行包线内,均匀选取了一百多个工况点,进行了有针对性的控制器设计。

发动机最大状态下采用的调节规律为:

$$M_f \rightarrow N_L = \text{Const}, \quad A_e \rightarrow T_4^* = \text{Const} \quad (1)$$

利用差分法得到的发动机最大状态时的小偏离动态模型(增量形式)。发动机的状态方程和输出方程分别为:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \Delta \dot{N}_H \\ \Delta \dot{N}_L \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta N_H \\ \Delta N_L \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} \\ B_{21} & B_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta M_f \\ \Delta A_e \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \Delta N_L \\ \Delta T_4^* \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ C_1 & C_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta N_H \\ \Delta N_L \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ D_1 & D_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta M_f \\ \Delta A_e \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2)$$

由于发动机动态特性在整个飞行包线内变化很大,本文在包线内均匀选取了一百多个工况点来代表整个飞行包线内的各个状态。

2 LQG/LTR 双变量控制器设计

发动机的被控制量为低压转子转速 N_L , 涡轮出口总温 T_4^* , 控制中介为主供油量 M_f , 尾喷口面积 A_e 。其 LQG/LTR 控制系统结构图如图 1。

1994 年 6 月收到, 1995 年 2 月收到修改稿。 * 航空基金资助课题。

* * 西安市西北工业大学 709 教研室 710072

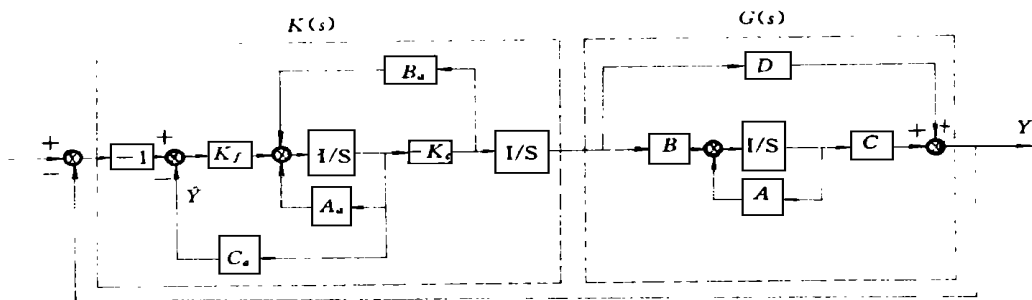


图1 LQG/LTR 控制系统结构示意图

对控制器的性能要求: (1) 对于阶跃输入, 调节时间小于 1 秒(95%), 超调量小于 5%, 没有静差; 要求静态时完全解耦。(2) 有良好的抗扰动能力, 对测量噪声有良好的抑制作用。

发动机双变量 LQG/LTR 控制器的设计步骤简述如下:

① 选定一个发动机工作点(确定的飞行高度、马赫数)。由于发动机模型是零型系统, 根据内模原理, 在每个输入端加入一积分器使扩展后的模型为一型系统, 这样可以保证设计后的系统对阶跃输入的静态误差为零。发动机扩展模型(含积分器):

$$\dot{X}_a = A_a X_a + B_a U_a, \quad Y = C_a X_a \quad (3)$$

其中 $X_a = [\Delta N_L \quad \Delta N_H \quad \Delta M_f \quad \Delta A_e]^T$, $U_a = \dot{U} = [\Delta \dot{M}_f \quad \Delta \dot{A}_e]^T$, $Y = [\Delta N_L \quad \Delta T_4^*]^T$, A_a , B_a , C_a 为相应的扩展矩阵, 不难推导得到。此后的设计针对此扩展模型进行。

② 设计目标反馈回路 $G_{ff} = C_a \Phi \Gamma$ 。

③ 设计一个卡尔曼滤波器, 求出增益矩阵 k_f 。

④ 设计 LQR 控制器增益矩阵 k_c , 使得整个系统闭环传递函数的奇异值形状逼近卡尔曼滤波器回比函数的奇异值表状。LQG/LTR 方法的具体设计步骤可参阅文献[2-4]。

由于在整个飞行包线范围内, 发动机的动态特性变化很大, 设计指标订得比较严格, 研究表明用一个 LQG/LTR 控制器难以胜任。经过大量的试算, 最后确定了 4 个设计点: $H = 11$ km, $M = 0.6$; $H = 7$ km, $M = 0.0$; $H = 3$ km, $M = 0.0$; $H = 6$ km, $M = 1.1$ 。相应地设计了 4 个 LQG/LTR 控制器。每个控制器对应一定的控制区域。通过对大量工况点进行仿真计算表明, 这 4 个控制器可以很好地控制飞行包线内的各个发动机状态, 控制品质满足性能要求。

3 系统性能分析

LQG/LTR 控制器参数确定后, 首先考察系统的指令跟踪性能和解耦性能。在设计点($H = 11$ km, $M = 0.6$, $N_L = 11560$ r/min) 的数字仿真(图 2)表明, 系统对单位阶跃响应有很好的跟踪效果, 调节时间小于 1 秒, 超调量几乎为零。仿真结果表明, 当 T_4^* 期望输入为零时, 系统输出 T_4^* 的稳态值为零。相应地对于 N_L 有相同的结论, 这说明系统是静态解耦的。研究表明对于控制器控制的相应区域内的各工况点以上结论成立。限于篇幅, 仿真结果不一一列举。

仍以设计点($H = 11$ km, $M = 0.6$) 为例, 考察了转速 N_L , 温度 T_4^* 遭受意外的瞬态扰动的情况下, 控制系统的抗扰动能力。发动机的低压转子转速受到突然扰动, 瞬时超转 δN_L 转(约为设计值的 3%)。仿真结果如图 3 所示; 当发动机的涡轮出口温度 T_4^* 受到突然扰动, 温度瞬时升高 δT_4^* 度(约为 T_4^* 值的 3%), 仿真结果如图 4 所示; 当发动机低压转子转速、涡轮出口总温同时受到突然扰动的情况, 仿真时分别取 δN_L (约为设计值的 3%)、 δT_4^* (约为 T_4^* 值的

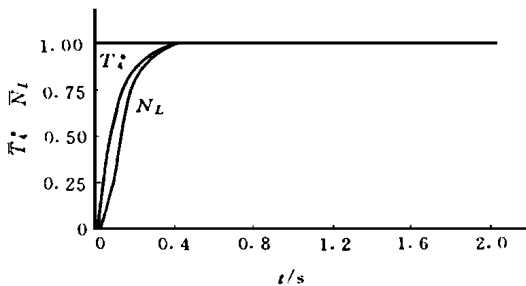
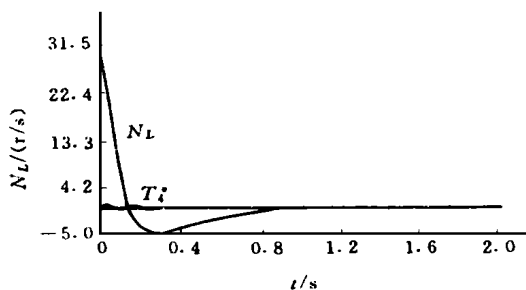
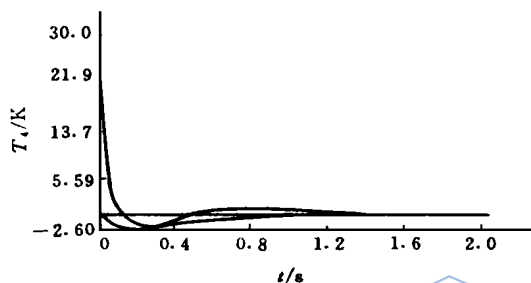
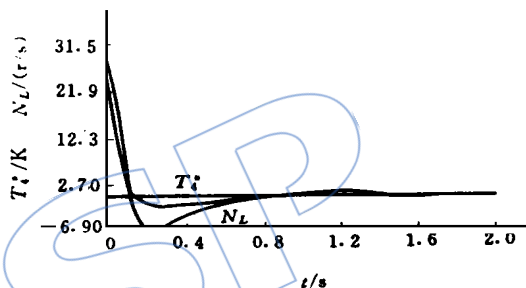


图 2 在设计点的数学仿真

图 3 瞬时超 δV_L 的仿真结果

3%), 仿真结果如图 5 所示。

图 4 瞬时升高 δT_4^* 的仿真结果图 5 分别取 δV_L 、 δT_4^* 的仿真结果

研究还表明,对于非设计点也有相似的结果。综合上面的情况,可以看出控制系统对于抗低压转子转速 N_L 、涡轮出口总温扰动的能力是很强的。对于 LQG/LTR 控制系统,根据性能要求(调节时间小于 1 秒),其开环传递函数的奇异值的穿越频率为 10–20 弧度/秒,因此整个系统相当于一个低通滤波器。它对高频测量噪声有较好的抑制作用。仿真时在两个输出端各加一个相互独立的白噪声信号,其幅值为输入信号的 10%,仿真结果如图 6 所示。

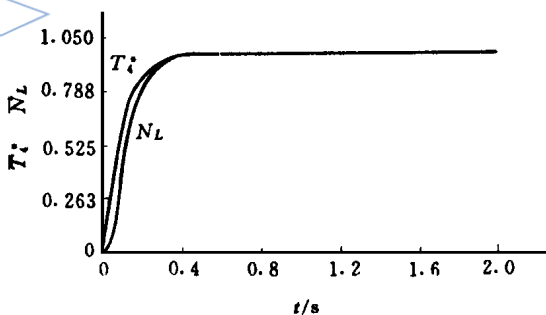


图 6 两输出端各加噪声信号的结果

参 考 文 献

- 1 Doyle J C and Stein G. Multivariable feedback design concepts for a classical/modern synthesis. IEEE T. A. C. V-26, Feb. 1981
- 2 Michael Athans. Linear-quadratic gaussian with loop transfer recovery methodology, J. Guidance. 1986, 9
- 3 Stein Gunter, Athans Michael. LQG/LTR procedure for multivariable feedback control design. IEEE T. A. C. Feb. 1987, 32
- 4 Michael Athans. Linear quadratic gaussian with loop transfer recovery methodology for the F-100 engine. J. Guidance, 1986, 9

STUDY ON SATURATED WATER VAPOR PRESSURE EQUATIONS FOR CALCULATION OF AIRCRAFT AIR- CONDITIONING SYSTEMS

Fang Xiande

(*Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016*)

ABSTRACT

There are notable errors in saturated water vapor pressure equations used in the calculation of aircraft air- conditioning systems. With the aid of regression technique, a new water vapor pressure equation is derived from recent saturation pressure data of pure water and ice. Compared with the equations used at present, the new equation remains simple in form, but its accuracy is enhanced so magnificently as to give satisfactory results for aircraft air- conditioning engineering in possible saturation temperature range.

Key words Aircraft Air conditioning Saturation Vapour pressure Calculations

LQG/ LTR DESIGN METHODOLOGY FOR A MULTIVARIABLE AEROENGINE CONTROLLER

Huang Wanwei and Zhang Jiazhen

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

ABSTRACT

This paper researches the design methodology for multivariable robust controller of aero- engine. A small- divergence state space model for a given jet aero- engine has been established with the difference method. The Linear Quadratic Gaussian with Loop Transfer Recovery (LQG/LTR) method has been used to design a BIBO robust controller for the engine. The functions of the controller such as command following, decoupling and disturbance rejection have been considered. It is demonstrated that the LQG/LTR controller has excellent robustness for the uncertainty of the plant model.

Key words Robust control Multiparameter control Singular solutions

APPLICATION OF KALMAN FILTERING FOR AN AEROENGINE PARAMETER ESTIMATION

Liu Xiaoyong and Fan Siqi

(*7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710071*)

ABSTRACT

The Kalman filtering method for an aeroengine parameter estimation has been investigated by using flight data. The research purpose is to solve the Kalman filtering divergence problem in the aeroengine parameter estimation. The main content is the integrated Kalman filtering method of the adaptive processing, the compensation in flight condition and the aeroengine modification. Finally, the results of the parameter estimation are presented.

Key words Kalman filtering Parameter estimations Aircraft engines