

文章编号: 1000-8055(2008)05-0957-04

涡扇发动机分路式多变量 PI 解耦控制

李华聪, 吴志琨, 朱玉斌

(西北工业大学大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 根据基于模型的智能数字发动机控制的特点, 针对某型涡扇发动机, 以直接推力控制模式为例, 研究了涡扇发动机分路式多变量 PI 解耦控制. 并采用了零点配置技术保证解耦控制器的稳定性, 通过稳态解耦矩阵对涡扇发动机进行解耦达到分路控制的目的. 利用 SISO 系统 PI 控制器设计方法确定每个环路的最优 PI 控制器. 仿真结果表明, 该算法具有较好的动态和静态解耦性能.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 涡扇发动机; 多变量控制; PI 控制; 解耦

中图分类号: V233.7

文献标识码: A

A decentralized multivariable PI controller for turbofan engine

LI Hua-cong, WU Zhi-kun, ZHU Yu-bin

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Based on the characteristic of model-based intelligent digital engine control, a decentralized multivariable PI control design method for turbofan engine is presented for a given turbofan engine with the direct thrust control mode as an example. The stability of decoupling controller was ensured by employment of the zero assignment method and decentralized control was obtained by using the stability decoupling matrix. Then the PI tuning method of SISO was used to obtain the optimal PI controller for each loop. The method was applied to a certain turbofan engine, and the efficiency of dynamic and static decoupling performance of this method is verified by simulation results.

Key words: aerospace propulsion system; turbofan engine; multivariable control; PI controller; decoupling

为了进一步提高航空发动机的性能, 挖掘发动机的潜力, NASA 的 IHPTET 计划提出了基于模型的智能数字发动机控制^[1]. 而多变量控制是智能数字发动机控制的基础. 在多变量控制系统中, 各变量和回路之间的耦合影响使得系统的动态性能和稳态性能变坏. 发动机在最大状态工作时, 耦合作用的存在还有可能导致超温、超转现象发生, 使发动机不能正常工作.

为了消除耦合作用, 可采用模糊控制方法进行解耦, 但模糊解耦^[2]控制缺乏行之有效的模糊推理规则库的建立; 采用自学习方法则存在学习速率的问题. 若采用神经网络控制^[3-4]方法进行解

耦控制存在训练问题. 因此这些方法虽然取得了较好的解耦特性, 但都难以在航空发动机上进行实时控制.

本文针对航空发动机的性能控制问题, 研究了分路式多变量 PI 解耦控制算法. 该方法利用零点配置技术保证解耦控制器的稳定性, 并利用稳态解耦矩阵对涡扇发动机进行解耦, 使系统达到分路式控制的性能. 最后利用 SISO 系统 PI 控制参数整定方法确定每个环路的最优 PI 控制器的参数.

收稿日期: 2007-04-26; 修订日期: 2007-07-11

作者简介: 李华聪(1962-), 男, 黑龙江佳木斯人, 副教授, 硕士. 主要从事航空发动机控制元件与控制系统研究

1 解耦控制器设计

涡扇发动机模型表示为传递函数方程如(1)式所示, $G(s)$ 无右半平面(RHP)极点.

$$G(s) = \frac{1}{d(s)} \begin{bmatrix} g_{11}(s) & g_{12}(s) \\ g_{21}(s) & g_{22}(s) \end{bmatrix} \quad (1)$$

对 $G(s)$ 应用解耦控制器进行解耦,若采用如方程(2)所示的解耦控制器^[5-6],经解耦控制器后, $Q(s) = G(s) D(s)$ 变为一个对角矩阵,如(3)式所示,系统得到完全解耦.从(3)式可以看出系统的耦合项为零.因此, $Q(s)$ 可以通过分路 PI 控制器进行控制,其元素为 K_{c1} 和 $K_{c2}(s)$.也就是说, $q_1(s)$ 和 $q_2(s)$ 是通过 $K_{c1}(s)$ 和 $K_{c2}(s)$ 单独控制.每个分路控制矩阵是 PI 控制器.为了得到稳定的解耦控制器, $g_{11}(s)$ 和 $g_{22}(s)$ 不能具有 RHP 零点.

$$D(s) = \begin{bmatrix} 1 & -\frac{g_{12}(s)}{g_{11}(s)} \\ -\frac{g_{21}(s)}{g_{22}(s)} & 1 \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$Q(s) = G(s) D(s) = \text{diag}\{q_1(s), q_2(s)\} \quad (3)$$

解耦控制器也可如方程(4)所示,若得到稳定的解耦控制器, $g_{12}(s)$ 和 $g_{21}(s)$ 不能有 RHP 零点.因此,稳定的解耦控制器要么对角元素没有 RHP 零点,要么非对角元素没有 RHP 零点.

$$D(s) = \begin{bmatrix} -\frac{g_{22}(s)}{g_{21}(s)} & 1 \\ 1 & -\frac{g_{11}(s)}{g_{12}(s)} \end{bmatrix} \quad (4)$$

某型涡扇发动机模型为如下形式,其元素表示如下:

$$g_{11}(s) = a_1 s^2 + a_2 s - a_3$$

$$g_{12}(s) = b_1 s^2 + b_2 s + b_3$$

$$g_{21}(s) = c_1 s^2 + c_2 s - c_3$$

$$g_{22}(s) = d_1 s^2 + d_2 s + d_3$$

$$d(s) = e_1 s^2 + e_2 s + e_3$$

分析 $g_{11}(s)$ 和 $g_{21}(s)$ 可得,式(2)和式(4)表示的解耦控制器都不能保证稳定.为了使解耦控制器稳定,本文采用了零点配置技术.

2 零点配置^[5-6]

对于(1)式所示双输入双输出过程,假定 $G(s)$ 至少有一个对角元素和矩阵的一个非对角元素有右半平面零点.因此,不论是使用(2)式还是(4)式,都不能得到稳定的解耦控制器.现在的问题是找到 $G(s)$,使其对角元素或非对角元素都没

有 RHP 零点.在这里是通过 $G(s)$ 乘一个静态矩阵 K ,如式(5)所示.

$$\bar{G}(s) = G(s) K \quad (5)$$

K 元素的范围可以通过分析 $\bar{G}(s)$ 得到,以保证 $\bar{G}(s)$ 对角元素或非对角元素不具有 RHP 零点.以下通过算例进行说明.

对于以下这样一个双输入双输出模型:

$$G(s) = \frac{1}{(s+1)(s+2)} \begin{bmatrix} s+1 & s-1 \\ s+2 & s-2 \end{bmatrix} \quad (6)$$

若使用(2)式或(4)式的解耦控制器, $G(s)$ 都不能通过稳态的解耦控制器解耦.然而,静态矩阵 K 被用于配置 $G(s)$ 元素的零点至合适区域.其目标就是使目标 $\bar{G}(s)$ 对角元素没有 RHP 零点,或者非对角元素没有 RHP 零点.

$$\bar{G}(s) = \frac{1}{(s+1)(s+2)} \begin{bmatrix} s+1 & s-1 \\ s+2 & s-2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ a_{21} & a_{22} \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\frac{a_{11} - a_{21}}{a_{11} + a_{21}} \geq 0, \frac{a_{12} - a_{22}}{a_{12} + a_{22}} \geq 0 \quad (8)$$

分析 $\bar{G}(s)$ 的元素,若(8)式满足, $\bar{G}(s)$ 将满足对角元素没有 RHP 零点,或者非对角元素没有 RHP 零点.因此,本文的传递函数矩阵若不满足得到稳定的解耦控制器条件,可用分析 $\bar{G}(s)$ 元素的方法配置 $G(s)$ 的零点.

3 涡扇发动机分路式多变量 PI 解耦控制系统

3.1 发动机线性模型

某型涡扇发动机控制系统是双变量的控制结构.选用供油量控制发动机推力,尾喷管喉部面积控制温度比.其相对增量形式的线性状态空间模型为^[7]

$$\begin{bmatrix} \dot{n}_H \\ \dot{n}_L \end{bmatrix} = A \begin{bmatrix} n_H \\ n_L \end{bmatrix} + B \begin{bmatrix} m_f \\ A_8 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} F_N \\ T_6/T_2 \end{bmatrix} = C \begin{bmatrix} n_H \\ n_L \end{bmatrix} + D \begin{bmatrix} m_f \\ A_8 \end{bmatrix}$$

式中 A, B, C, D 为系数矩阵; n_H 为高压转子转速; n_L 为低压转子转速; m_f 为主燃烧室燃油流量; A_8 为尾喷管喉部面积; T_6/T_2 为温度比; F_N 为发动机推力.

3.2 涡扇发动机分路式多变量 PI 控制系统结构

涡扇发动机多变量解耦控制系统的结构如图1所示.

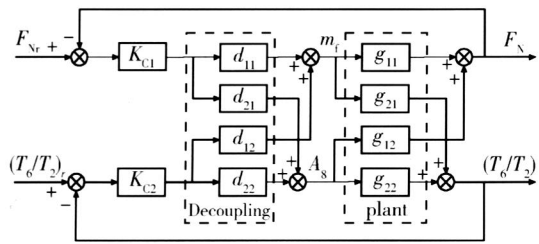


图 1 航空发动机多变量解耦控制系统结构图

Fig. 1 Multivariable control structure of aeroengine

从图 1 可以看出,系统由解耦控制器、分路控制器 $K_C(s)$ 和对象组成. 其中分路控制器为 PI 控制器. 解耦控制器为(2)式或(4)式所示格式.

3.3 涡扇发动机控制量

根据涡扇发动机多变量 PI 解耦控制系统可以得到涡扇发动机的供油量 m_f 和尾喷口喉部面积 A_8 的变化量为

$$\begin{bmatrix} m_f(s) \\ A_8(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} d_{11}(s) & d_{12}(s) \\ d_{21}(s) & d_{22}(s) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} (F_{N_r}(s) - F_N(s)) K_{C1}(s) \\ (n_{L_r}(s) - n_L(s)) K_{C2}(s) \end{bmatrix}$$

4 涡扇发动机多变量 PI 解耦控制系统仿真与结果分析

根据某型涡扇发动机非线性模型,建立涡扇发动机小偏离增量形式模型,以该涡扇发动机地面状态 $H=0\text{ km}$, $Ma=0$ 为仿真设计点,其对象传递函数 $G(s)$ 为

$$G(s) = \frac{1}{s^2 + 7.821s + 14.76} \cdot \begin{bmatrix} 0.347s^2 + 4.344s + 12.58 & -0.774s^2 - 1.328s + 4.353 \\ 0.464s^2 + 3.335s + 5.504 & -0.306s^2 - 3.211s - 7.26 \end{bmatrix}$$

由此可知对象传递函数的非对角元中含有右半平面零点,为使获得的解耦控制器稳定,采用零点配置的方法,通过右乘静态矩阵 K 使其右半零点配置到左半平面,取

$$K = \begin{bmatrix} 7 & 5 \\ 2 & 1 \end{bmatrix}$$

解耦控制器 $D(s)$

$$D(s) = \begin{bmatrix} \frac{-0.764s^2 - 5.105s - 7.682}{s^2 + 6.416s + 9.103} & 1 \\ 1 & \frac{-0.917s^2 - 28.85s - 100.6}{s^2 + 21.2s + 69.89} \end{bmatrix}$$

采用 PI 控制参数整定方法获得 $K_C(s)$ 为

$$K_C(s) = \text{diag} \left\{ \frac{0.01s - 0.62}{s}, \frac{0.01s - 4}{s} \right\}$$

以 $H=11\text{ km}$, $Ma=1.5$ 为仿真设计点,其对象传递函数 $G(s)$ 为

$$G(s) = \frac{1}{s^2 + 5.782s + 7.994} \cdot \begin{bmatrix} 0.537s^2 + 4.062s + 7.389 & -0.695s^2 - 1.096s + 1.476 \\ 0.448s^2 + 2.395s + 2.952 & -0.319s^2 - 2.444s - 3.99 \end{bmatrix}$$

由于 $G(s)$ 的非对角元中含有右半平面零点,同理可将其配置到左半平面,取

$$K = \begin{bmatrix} 7 & 5 \\ 2 & 1 \end{bmatrix}$$

其解耦控制器 $D(s)$ 为

$$D(s) = \begin{bmatrix} \frac{-0.769s^2 - 3.818s - 4.314}{s^2 + 4.758s + 5.08} & 1 \\ 1 & \frac{-1.19s^2 - 13.19s - 27.48}{s^2 + 9.658s + 19.31} \end{bmatrix}$$

采用 PI 控制参数整定方法获得 $K_C(s)$ 为

$$K_C(s) = \text{diag} \left\{ \frac{0.01s - 0.53}{s}, \frac{0.01s - 4}{s} \right\}$$

以涡扇发动机部件级气动数学模型为基础,利用上述设计的解耦控制器以及 PI 控制器,对控制系统进行仿真,结果如图 2~图 5 所示.

图 2 和图 3 分别为在 $H=0\text{ km}$, $Ma=0$ 飞行条件下,发动机 F_{N_r} 和 $(T_6/T_2)_r$ 的响应曲线;图 4 和图 5 分别为在 $H=11\text{ km}$, $Ma=1.5$ 飞行条件下,发动机 F_{N_r} 和 $(T_6/T_2)_r$ 的响应曲线;由于本文所提出的解耦方法为完全解耦,故对另外一个通道的阶跃响应为零.

由图 2~图 5 可以看出,在 $H=0\text{ km}$, $Ma=0$ 和 $H=11\text{ km}$, $Ma=1.5$, F_{N_r} 和 $(T_6/T_2)_r$ 分别阶跃时,系统调节时间较短,且另一路耦合为零,系统达到了完全解耦. 仿真结果表明在仿真设计点,系统具有较好的响应特性.

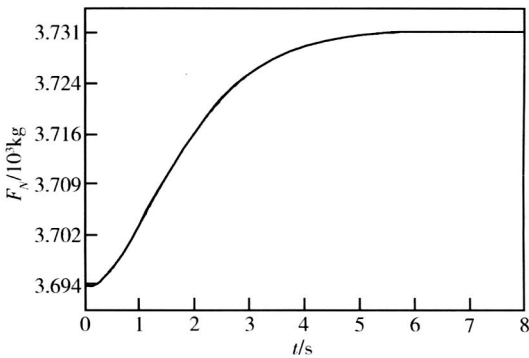


图 2 $H=0, Ma=0$, F_{N_r} 阶跃 1% 时,系统的响应

Fig. 2 Step responses of F_{N_r} at $H=0, Ma=0$

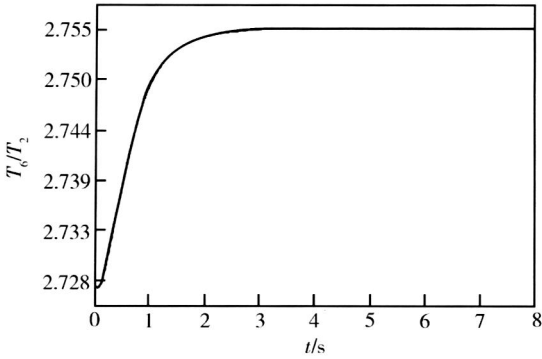


图 3 $H=0, Ma=0, (T_6/T_2)_r$ 阶跃 1% 时,系统的响应
Fig. 3 Step responses of $(T_6/T_2)_r$ at $H=0, Ma=0$

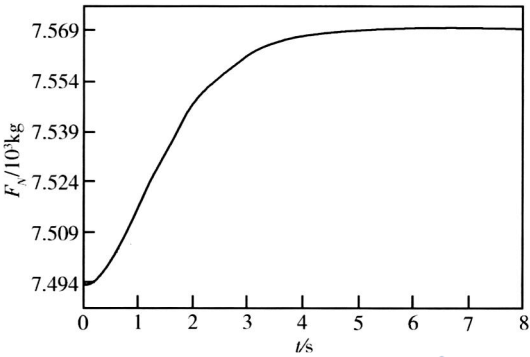


图 4 $H=11\text{ km}, Ma=1.5, F_{N_r}$ 阶跃 1% 时,系统的响应
Fig. 4 Step responses of F_N at $H=11\text{ km}, Ma=1.5$

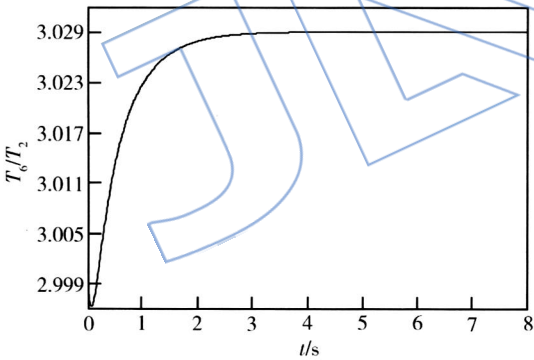


图 5 $H=11\text{ km}, Ma=1.5, (T_6/T_2)_r$ 阶跃 1% 时,系统的响应
Fig. 5 Step responses of $(T_6/T_2)_r$ at $H=11\text{ km}, Ma=1.5$

5 结 论

针对基于模型的智能数字发动机控制中的直接推力控制模式,采用了零点配置方法消除对象右半平面零点,以使解耦控制器稳定.通过动态解耦矩阵对多变量系统进行解耦以达到分路控制,通过 PI 控制参数整定方法设计 PI 控制器.仿真结果表明,系统在设计点具有较好的动态和稳态性能.且系统结构简单,易于实现,具有一定的实用性和工程应用前景.

参考文献:

[1] Adibhatla S, Brown H, Gastineau Z. Intelligent engine control (IEC) [R]. AIAA 1992-3484.

[2] Michel D, Sylvi G, Laurent P F. Application of fuzzy logic control for continuous casting mold level control [J]. IEEE Transactions on control Systems Technology, 1998, 6(2): 246-256.

[3] 朱玉斌,樊思齐. 基于 DRNN 网络的航空发动机多变量解耦控制[J]. 推进技术, 2006, 27(2): 150-153.

ZHU Yubin, FAN Siqi. A multivariable decoupling control based on DRNN for aeroengine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(2): 150-153.

[4] Patiño H D, LIU Derong. Neural network-based model reference adaptive control system [J]. Part B, IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics, 2000, 30(1): 198-201.

[5] Tavakoli S, Griffin I, Fleming P J. Decentralized PI control of a Rolls Royce jet engine [C]// Proceedings of the 2005, IEEE conference on Control Applications. Toronto, Canada: 2005.

[6] Tavakoli S, Griffin I, Fleming P J. Tuning of decentralized PI(PID) controllers for TITO processes [J]. Control Engineering Practice, 2006, 14: 1069-1080.

[7] 樊思齐,徐芸华. 航空推进系统控制[M]. 西安:西北工业大学出版社, 1995.