

文章编号:1000-6893(2003)02-0107-04

航空发动机全程滑态模型跟踪控制研究

赵庆荣, 樊 丁

(西北工业大学 航空动力与热力工程系, 陕西 西安 710072)

Aero Engine Global Variable Structure Model Following Control System

ZHAO Qing-rong, FAN Ding

(Department of Aeroengine and Thermal Power Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi an 710072, China)

摘 要: 将全程滑态变结构模型跟踪控制首次应用于航空发动机系统,设计出了航空发动机全程滑态模型跟踪控制器。采用二次状态反馈法规划的参考模型不仅满足性能指标要求和完全跟踪的模型匹配条件,同时也实现了完全解耦。由于全程滑态变结构控制消除了能达阶段,故能克服定常滑态变结构控制系统在此阶段对扰动的敏感性,并且其控制律的设计可以改善系统的瞬态性能,克服扰动和未知参数摄动的影响。结果表明:所设计的系统能取得令人满意的控制效果,能有效地抑制干扰和参数摄动的影响,具有强的鲁棒性。

关键词: 模型跟踪控制; 全程滑态控制; 参考模型; 航空发动机

中图分类号: V233.7 **文献标识码:** A

Abstract: Global Variable Structure Model Following Control (GVSMFC) Theory, a new variable structure control approach, is introduced to aero engine control systems. This approach can efficiently shorten the time during which system initial states reach the sliding model, overcome the sensitivity of Constant Variable Structure Control (CVSC) to uncertainties during this period, and thus enhance the robustness of the system. Furthermore, The design of its control principle also improves transient performance of the system. Based on this theory, an aero engine GVSMFC system is designed and studied. The reference model designed via the state feedback method meets the performance targets and theory-matching requirements in addition to complete uncoupling. It is shown that the control system has good following performance, and possesses strong ability of anti-disturbance and anti-variation of model parameters.

Key words: variable structure control; model following control; aero engine

航空发动机控制系统设计的难点在于:工况、环境和状态参数变化大,变化规律复杂,影响因素多,也即系统的“不确定性”。变结构控制方法具有对不确定性因素的不变性,算法简单等优点。有学者把定常滑态变结构控制引入航空发动机控制系统进行研究,但是由于在定常滑态变结构控制时存在能达阶段,会降低整个系统的鲁棒性。鉴于模型参考控制性能指标明确、设计直观方便,本文研究全程滑态变结构模型跟踪控制方法在航空发动机系统中的应用;通过适当的选取滑动超平面使误差系统从一开始就进入滑态并始终保持,系统消除了能达阶段从而增强了鲁棒性;并通过滑态参数阵的设计,使系统的瞬态性能也得到了规划。基于该方法设计了航空发动机全程滑态模型跟踪控制器,并讨论了当满足或不满足不确定性匹配条件的干扰和参变存在时系统的鲁棒性。参考模型的规划采用二次状态反馈法,这种

设计方法既满足了性能指标和匹配条件,又实现了完全解耦。

1 全程滑态变结构模型跟踪控制

(1) 被控对象的数学描述 考虑下式的一般不确定性多变量系统

$$\begin{aligned} X_p(t) = & [A_p + A_p(t)] X_p(t) + \\ & [B_p + B_p(t)] U(t) + D_p f_p(t) \end{aligned} \quad (1)$$

式中: $X \in \mathbf{R}^n$, $U \in \mathbf{R}^m$, $f_p(t) \in \mathbf{R}^l$ 分别为状态变量、控制向量和外界干扰; $A_p \in \mathbf{R}^{n \times n}$, $B_p \in \mathbf{R}^{n \times m}$ 分别为被控对象的已知标称系统矩阵和标称控制矩阵; A_p , B_p 和 D_p 分别为矩阵 A, B 的摄动矩阵和扰动分配矩阵。被控对象式(1) 满足 3 个假设^[1]。

(2) 参考模型的数学描述 参考模型的数学描述为

$$X_m(t) = A_m X_m(t) + B_m R(t) \quad (2)$$

式中: $X_m(t) \in \mathbf{R}^n$ 为参考模型的状态变量; $R(t)$

R^m 为参考模型的一致有界的外部输入量; A_m $R^{n \times n}$, B_m $R^{n \times m}$ 分别为参考模型的系统矩阵和控制矩阵; A_m, B_m 均为 Lebesgue 可测且有界; (A_m, B_m) 为可控阵对, 且 $\text{rank}(B_m) = 1 \dots m$ 。

定义误差系统的状态变量为

$$e(t) = X_m(t) - X_p(t) \quad (3)$$

则误差系统的标称模型为

$$\dot{e}(t) = A_m e(t) + [A_m - A_p] X_p + B_m R(t) - B_p U(t) \quad (4)$$

(3) 完全模型跟踪条件 若要实现被控对象对参考模型的完全跟踪, 即

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e(t) = 0 \quad (5)$$

可以得出被控对象对参考模型的完全跟踪的充分条件为

$$\text{rank}[B_p] = \text{rank}[B_p \ A_m - A_p] = \text{rank}[B_p \ B_m] \quad (6)$$

$$\text{rank}[B_p] = \text{rank}[B_p \ A_p] = \text{rank}[B_p \ B_p] = \text{rank}[B_p \ D_p] \quad (7)$$

其中: 式(6)被称为完全跟踪的模型匹配条件; 式(7)称为完全跟踪的不确定性匹配条件。

(4) 全程滑态变结构模型参考控制 全程滑态切换超平面为

$$S(X, t) = C_s X - W(t) \quad (8)$$

式中: C_s 为待设计的滑态参数阵; $C_s = [C_{s1} \ C_{s2}]$ 。全程滑态因子 $W(t)$ 形式为

$$W(t) = C_s E(t) e(0) \quad (9)$$

式中:

$$E(t) = \begin{bmatrix} E_1(t) & 0 \\ 0 & E_2(t) \end{bmatrix}$$

$E_1(t) = \text{diag}[\exp(-\lambda_1 t), \dots, \exp(-\lambda_{n-m} t)]$
 $E_2(t) = \text{diag}[\exp(-\lambda_{n-m+1} t), \dots, \exp(-\lambda_n t)]$
 $\text{Re}(\lambda_i) > 0, i = 1, 2, \dots, n; \lambda_i$ 为设计的滑态移动参数。显然, $S(e, 0) = 0$, 表明系统一开始就已处于滑动模态上。滑态参数阵 C_s 可用极点配置法求得。模型参考变结构控制律的结构为

$$U = U_m + U_v \quad (10)$$

式中: U_m 为模型参考闭环控制系统的匹配控制律; U_v 为变结构控制律。

根据完全跟踪的模型匹配条件, 存在匹配控制律

$$U_m = \tilde{B}_{p2}^{-1} [0 \ I_m] (A_m - A_p) X_p + \tilde{B}_{p2}^{-1} [0 \ I_m] \tilde{B}_m R \quad (11)$$

式中: $\tilde{B}_{p2} \ R^m \times m; \tilde{B}_m \ R^n \times m$, 由误差模型经过初等行变换后所得^[1]。

变结构控制律 U_v 要保证系统稳定可靠地保持在滑动模态上, 在这里

$$U_v = g(t) (C_s \tilde{B}_p)^{-1} \cdot \text{sgn}(S) \quad (12)$$

式中: $g(t) > 0$, 为控制系数, 其表达式为

$$g(t) = (1 - a_6)^{-1} [a_1 |e| + a_2 |X_p| + a_3 |U_m| + a_4 + a_5 \exp(-\lambda_{\min} t)] \quad (13)$$

式中: λ 为一小正数; $a_i (i = 1, \dots, 6)$ 各系数为: $a_1 = C_s \tilde{A}_m, a_2 = \max C_s, a_3 = \max C_s, a_4 = C_s \tilde{D}_p, a_5 = \max C_s Z(0), a_6 = \max C_s (C_s \tilde{B}_p)^{-1}; 1 - a_6 > 0$ 为存在唯一滑态的充分条件, 该条件限制了控制参数的摄动范围。

为了消除高频抖振现象, 采用消抖方法, 用式(14)来代替 $\text{sgn}(S)$ 转为连续控制

$$M_i(s) = \frac{s_i}{|s_i| + i} \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (14)$$

2 控制系统设计及仿真分析

(1) 参考模型的规划 选用二次状态反馈方法来设计参考模型即可解决性能指标、匹配条件与控制回路解耦之间的矛盾。

某型涡喷发动机的归一化数学模型形式为

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + BU \\ Y = CX \end{cases} \quad (15)$$

式中: $X = [n_L \ n_H \ m_f \ A_e]^T, U = [\dot{m}_f \ \dot{A}_e]^T, Y = [n_L \ T_4^*]^T$ 。 n_L, n_H, m_f, A_e 分别是发动机的低压转子、高压转子转速、主供油量和尾喷口面积的归一化变化量。

要满足匹配条件(6), 只需

$$A_m = A - BK_1; \quad B_m = BK_2 \quad (16)$$

式中: K_1, K_2 为需配置的矩阵。

第1步, 先用状态反馈来实现解耦。定义

$$E = \begin{bmatrix} c_1 A^{d_1} B \\ c_2 A^{d_2} B \end{bmatrix}, \quad F = \begin{bmatrix} c_1 A^{d_1+1} \\ c_2 A^{d_2+1} \end{bmatrix} \quad (17)$$

式中: c_i 分别为 C 的第 i 行; d_i 为使 $c_i A^{d_i} B \neq 0$ 的最小非负整数值; $i = 1, 2$ 。

由于 E 非奇异, 故可用状态反馈来实现解耦。取

$$A_{m0} = A + BE^{-1}F; \quad B_{m0} = BE^{-1}; \quad C_{m0} = C \quad (18)$$

用传递函数矩阵 $G(s)$ 来表示,则

$$G(s) = C_{m0}(sI - A_{m0})^{-1}B_{m0} = \begin{bmatrix} \frac{1}{s^2} & 0 \\ 0 & \frac{1}{s} \end{bmatrix} \quad (19)$$

显然,已实现解耦。

解耦后的系统动态性能并不能令人满意,为满足性能指标要求,对上述方法得到的系统 (A_{m0}, B_{m0}, C_{m0}) 再进行一次极点配置,选取极点为 $-3 \pm i, -3$,选此值时参考模型响应速度较快,不产生超调,具有良好的动态特性。

$$A_m = A_{m0} - B_{m0} K_{21}; B_m = B_{m0} K_{22}; C_m = C_{m0} \quad (20)$$

式中: K_{21}, K_{22} 为需配置的矩阵。

(2) 仿真分析 控制系统结构如图 1 示。

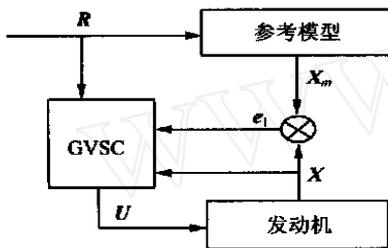
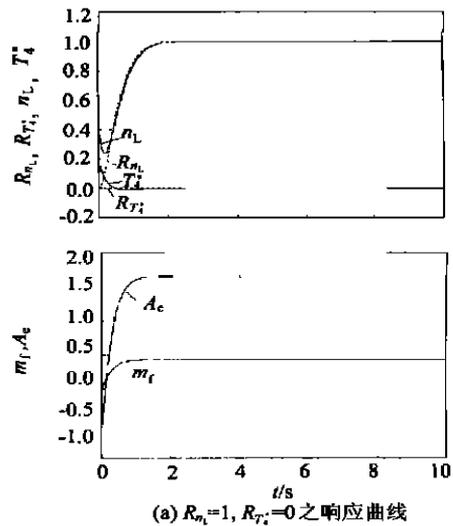


图 1 控制系统结构图

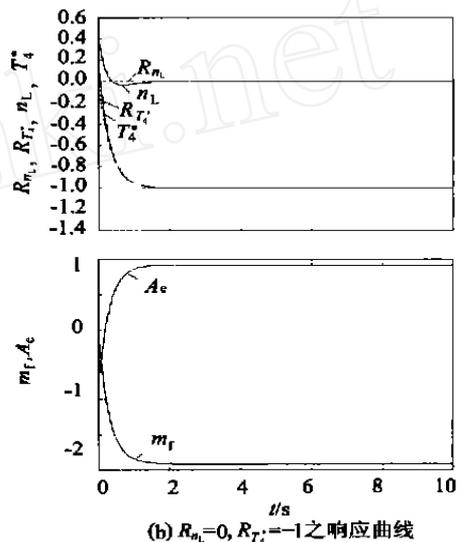
Fig. 1 The structure of control system

希望此系统从初始状态到原点的调节时间不大于 $2s$ 。由上述设计指标可进行估算。滑动模态运动的希望极点集为 $\{-4\}$, 则 i 取为 $4, i = 1, 2, 3, 4$ 。假定已知参数摄动和干扰的范围, 即 a, b, f 的范围, 在这里任选取 $a = 3, f = 1; b = 0.5$, 且 b 要满足存在唯一滑态的充分条件。

当系统初始状态 $X_0 = [0.4 \ 0.4 \ 0.2 \ 0.2]^T$ 无参数摄动、无干扰时, 希望值 $R_{n_L}, R_{T_4^*}$ 分别作正, 负方向阶跃的控制结果如图 2 所示。给系统加入满足不确定性匹配条件的白噪声干扰信号且 $f(t) = 1$ 时, 控制结果如图 3 所示。图 4 表示的是系统存在不满足完全跟踪的不确定性匹配条件的参数摄动和干扰的控制效果, 参数摄动幅度为 16% , 干扰为 $2\sin(3t)$ 。系统仍具有较好的性能, 克服了以往定常滑态变结构控制方法对不确定性匹配条件的敏感性。图中 R_{n_L} 为低压转子转速 n_L 的希望值; $R_{T_4^*}$ 为涡轮后总温 T_4^* 的希望值。



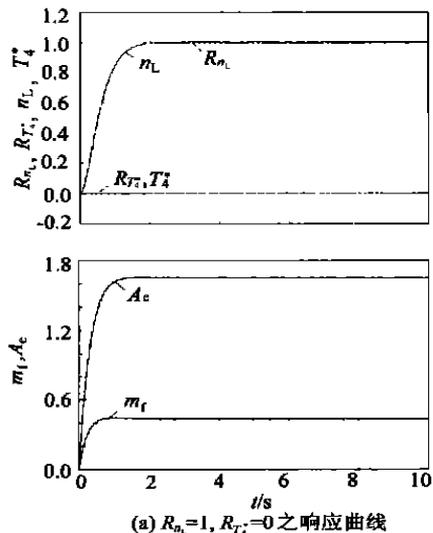
(a) $R_{n_L}=1, R_{T_4^*}=0$ 之响应曲线



(b) $R_{n_L}=0, R_{T_4^*}=-1$ 之响应曲线

图 2 系统初始状态 $X_0 = [0.4 \ 0.4 \ 0.2 \ 0.2]^T$, 无参变和干扰存在之仿真图

Fig. 2 Simulation for the system without parameter variation and disturbance with the original state of the system $X_0 = [0.4 \ 0.4 \ 0.2 \ 0.2]^T$



(a) $R_{n_L}=1, R_{T_4^*}=0$ 之响应曲线

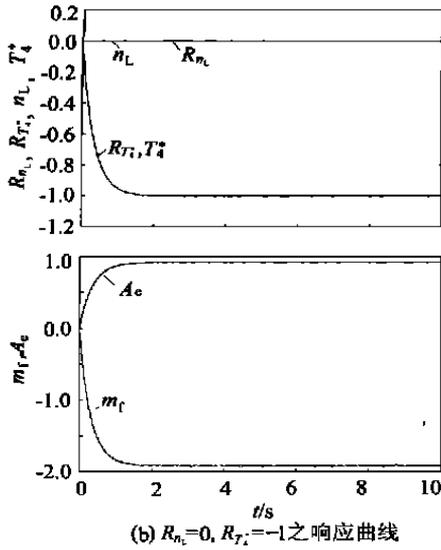


图3 存在满足不确定性匹配条件的白噪声干扰 $f=1$ 之仿真图

Fig. 3 Simulation for the system with uncertainty matching white noise $f=1$

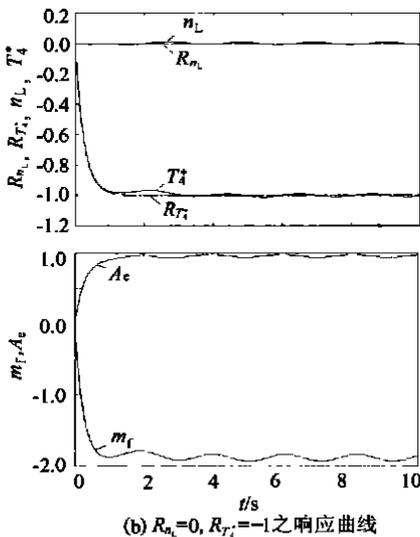
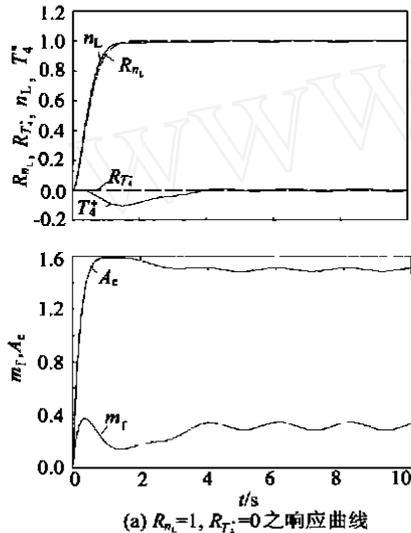


图4 存在不满足确定性匹配条件的参数摄动和干扰之仿真图

Fig. 4 Simulation for the system with internal parameter variation and extraneous disturbance, without satisfying the matching conditions of uncertainties

3 结论

设计了航空发动机全程滑态模型跟踪控制器。采用二次状态反馈法设计的参考模型既满足了性能指标要求和匹配条件,同时又具有良好的解耦特性。研究表明,该系统不仅在参变和干扰满足匹配条件时具有强的抗干扰和抗参变的能力,而且在不满足不确定性匹配条件时,通过对参数矩阵 C_s 的调整,同样具备较强的抗干扰和参变的能力,能较好地保证系统的鲁棒性。此外,参数摄动若不满足不确定性匹配条件,只要在一定范围内,跟踪控制器能保证良好的控制效果。故采用在全飞行包线没分块的方法可以使该跟踪控制系统在飞行包线内具有较好的控制品质。

参考文献

- [1] 张科. 全程滑态变结构控制研究[D]. 西安:西北工业大学, 1997.
(Zhang K. The research of global variable structure control [D]. Xi an: Northwestern Polytechnical University, 1997.)
- [2] Zinober A S I, Doring C M, Yang X H. Design techniques for multivariable variable structure control system [A]. In: Proceedings of the 25th IEEE Conference on Decision and Control, Vol. 1[C]. 1986, 306 - 311.
- [3] Zinober A S I. Multivariable variable-structure adaptive model-following control systems[A]. IEEE Proc[C]. 1982, 129(1): 6 - 12.
- [4] 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.
(Fan S Q, Xu Y H. Aeronautic propulsion system control [M]. Xi an: Northwestern Polytechnical University Press, 1995.)
- [5] 郑大钟. 线性系统理论[M]. 北京:清华大学出版社, 1990.
(Zheng D Z. The theory of linear system[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1990.)

作者简介:

赵庆荣(1975 -) 女(汉族),河北石家庄人,硕士,2001年毕业于西北工业大学航空动力与热力工程系,2001年赴美国辛西那提大学攻读博士学位,主要研究方向为:航空动力装置控制、现代控制理论等。



樊 丁(1954 -) 男(汉族),河南内乡人,西北工业大学航空动力与热力工程系教授,硕士,1984年在西北工业大学航空动力装置控制工程专业获工学硕士,主要从事航空动力装置控制、现代控制理论及应用、工业过程控制等方面研究, Email: fanding@nwpu.edu.cn, 电话: 029 - 8492741。