

文章编号: 1000-6893(1999)06-0533-04

某型涡扇发动机的模型跟踪滑模控制

冯正平¹, 孙健国¹, 刘 冬²

(1. 南京航空航天大学 动力工程系, 江苏 南京 210016)

(2. 贵州平坝 300 信箱 设计部, 贵州 平坝 561102)

MODEL FOLLOWING SLIDING MODE CONTROL FOR A TURBOFAN ENGINE

FENG Zheng-ping, SUN Jian-guo, LIU Dong

(1. Dept. of Power Engin., Nanjing Univ. of Aero. and Astro., Nanjing 210016, China)

(2. Design Dept., P. O. Box 300, Pingba, Guizhou 561102, China)

摘 要: 研究了模型跟踪滑模控制在涡扇发动机控制中的应用。首先提出了一种参考模型的状态反馈设计方法, 该方法可保证所设计的参考模型在满足匹配条件的同时满足系统性能指标要求; 而且若被控对象可解耦, 还可保证参考模型动态解耦。其次提出了一种比例积分型切换超平面的极点配置设计方法。最后应用上述两种方法设计了某型涡扇发动机的模型跟踪滑模控制器, 并进行了数字仿真, 仿真结果表明, 所设计的模型跟踪滑模控制系统无抖振现象, 且具有很强的鲁棒性。

关键词: 滑模控制; 参考模型; 切换超平面; 状态反馈; 涡扇发动机

中图分类号: V233.7 文献标识码: A

Abstract: This paper studies the application of model following sliding mode control (MFSMC) to a turbofan engine. Firstly, a method of state feedback is proposed for designing a reference model; so the reference model not only satisfies the matching conditions but also meets the performance specifications as well and moreover if the plant is decouplable, the reference model can be designed to be decoupled. Secondly, a method of pole assignment is put forward for designing switching surfaces of PI type. Finally, the MFSMC controller for a turbofan engine is designed using the above-mentioned methods; dynamic simulation results show that the designed MFSMC system has no chattering phenomena and has strong robustness.

Key words: sliding mode control; reference model; switching surfaces; state feedback; turbofan engine

航空发动机是非常复杂的非线性对象, 其参数变化范围很大, 精确的数学模型很难建立, 不论采用什么控制方法, 都必须确保所设计的发动机控制系统具有很强的鲁棒稳定性。滑模控制 (SMC) 是一种特殊的非线性控制, 其突出优点是在满足一定条件下, 滑模运动对参数变化及外界扰动具有不变性 (完全鲁棒性)。而且其结构简单, 物理意义明确, 易于工程实现。因而到目前为止已经得到了广泛应用, 如机器人控制^[1~3]、电机控制^[4]、飞行控制^[5]等等。然而, 由于 SMC 系统中存在的抖振现象会破坏发动机的安全工作, 因而 SMC 在航空发动机控制中的应用研究开展得极少。但是只要消除了抖振现象, 完全可以将 SMC 用于航空发动机控制。

本文研究模型跟踪滑模控制 (MFSMC) 在涡扇发动机控制中的应用, 首先解决两个问题: ¹ 在 MFSMC 系统中, 只有参考模型与被控对象模型严格满足匹配条件, 才能保证滑模运动对参数变

化及扰动的不变性。同时参考模型应该是一个理想的模型, 必须满足系统的性能指标要求 (对多变量控制系统而言, 通常包括解耦)。基于这两个原因, 设计参考模型必须兼顾匹配条件和性能指标要求。而目前参考模型的设计还主要是依赖于设计者的经验; ² 为了消除稳态误差, 在切换超平面中引进误差积分项^[6], 从而具有比例积分的形式, 但文献 [6] 并未给出具体的设计方法。在解决上述两个问题的基础上, 针对某型涡扇发动机设计了 MFSMC 控制器并进行了数字仿真。

1 问题的提出

设被控对象的动态方程为

$$\dot{x}^a = Ax + Bu, y = Cx \quad (1)$$

其中: $x \in R^n$ 为状态; $u \in R^m$ 为控制输入; $y \in R^m$ 为输出; A, B, C 为适维矩阵, 且 (A, B) 能控, (A, C) 能观。

设参考模型为同阶系统

$$\dot{x}_m^a = A_m x_m + B_m r; y_m = C_m x_m \quad (2)$$

其中: $x_m \in R^n$ 为状态, $r \in R^m$ 为参考输入, $y_m \in R^m$

\mathbb{R}^m , 且假设

$$C_m = C \quad (3)$$

定义状态误差及输出误差

$$e = x_m - x \quad (4)$$

$$e_y = y_m - y \quad (5)$$

显然由式(1)~式(3)得

$$e_y = Ce \quad (6)$$

则根据式(1)~式(4)得状态误差方程

$$\dot{e} = A_m e + (A_m - A)x + B_m r - Bu \quad (7)$$

对该误差系统, 设计滑模控制器。

定义比例积分型切换超平面

$$R = S_1 e + S_2 \int_0^t e_y(S) dS \quad (8)$$

其中: 后一项是为了消除输出稳态误差而引入的积分项^[6], 其中 $S_1 \in \mathbb{R}^{m \times n}$, $S_2 \in \mathbb{R}^{m \times m}$ 。

令 $R=0$, 则由式(6)~式(8)得等价控制

$$u_{eq} = (S_1 B)^{-1} \{S_1 [A_m e + (A_m - A)x + B_m r] + S_2 e_y\} \quad (9)$$

在式(7)中令 $u = u_{eq}$, 由式(7)及式(9)得滑模运动方程

$$\dot{e} = [A_m - B(S_1 B)^{-1}(S_1 A_m + S_2 C)]e + [I - B(S_1 B)^{-1}S_1][(A_m - A)x + B_m r] \quad (10)$$

其中: I 为单位矩阵。

若参考模型与被控对象模型满足如下匹配条件

$$A_m - A = BK_1; B_m = BK_2 \quad (11)$$

其中: $K_1 \in \mathbb{R}^{m \times n}$; $K_2 \in \mathbb{R}^{m \times m}$ 。则式(10)变为

$$\dot{e} = A_e e \quad (12)$$

此时滑模运动对参数变化及扰动具有不变性。其中:

$$A_e = A_m - B(S_1 B)^{-1}S_1 A_m - B(S_1 B)^{-1}S_2 C \quad (13)$$

适当配置 A_e 的特征值, 则可保证滑模系统式(12)具有良好的动态性能。

为消除抖振现象, 在切换超平面 $R=0$ 附近设置边界层, 厚度为 ϵ , 取

$$\dot{R} = -E_1 \text{sat}(R) - E_2 R \quad (14)$$

其中: E_1, E_2 为对角正定矩阵; $\text{sat}(R)$ 为饱和函数, 即

$$\text{sat}(R) = \begin{cases} \text{sgn}(R), & \|R\|_2 > U \\ R/U, & \|R\|_2 \leq U \end{cases} \quad (15)$$

则误差系统式(7)的滑模控制律为

$$u = (S_1 B)^{-1} \{S_1 [A_m e + (A_m - A)x + B_m r] + S_2 e_y + E_1 \text{sat}(R) + E_2 R\} \quad (16)$$

由上述分析可见, 为保证误差系统式(7)的滑模系统式(10)的不变性, 必须设计满足匹配条件

式(11)的参考模型; 而为了保证滑模运动式(12)具有良好的动态性能, 则必须设计 S_1, S_2 以配置 A_e 的特征值, 即设计满意的切换超平面式(8)。在以下两节将分别研究这两个设计问题。

2 参考模型设计

参考模型同时又是一个理想的模型, 它必须满足系统的性能指标要求, 因此设计参考模型必须同时满足匹配条件和性能指标要求。

根据匹配条件式(11), 得

$$A_m = A + BK_1, B_m = BK_2 \quad (17)$$

由于 (A, B) 能控, 所以可以通过对被控对象作状态反馈来设计 (A_m, B_m) 。

对被控对象式(1)作一假想的状态反馈

$$u = K_1 x + K_2 r \quad (18)$$

则采用状态反馈后的对象模型为

$$\dot{x} = (A + BK_1)x + BK_2 r, y = Cx \quad (19)$$

比较式(2)及式(19), 令

$$\left. \begin{aligned} x_m &= x, A_m = A + BK_1 \\ B_m &= BK_2, C_m = C \end{aligned} \right\} \quad (20)$$

则式(19)即为所要设计的参考模型式(2), 且由式(19)可以看出, 参考模型与被控对象模型满足匹配条件式(11)。由于 (A, B) 能控, 故可以根据系统的性能指标要求来配置 A_m 的特征值。

此外若被控对象可解耦, 则还可通过状态反馈使参考模型完全动态解耦。即取

$$K_1 = -E^{-1}F + E^{-1}(P, K_2 = E^{-1}\delta \quad (21)$$

其中:

$$E = [C_1 A^{d_1} B \cdots C_A^{d_i} B \cdots C_p A^{d_p} B]^T$$

$$F = [C_1 A^{d_1+1} \cdots C_A^{d_i+1} \cdots C_p A^{d_p+1}]^T$$

$$\left(= \begin{bmatrix} H & 0 \\ & w \\ & H & 0 \end{bmatrix}; H = \begin{bmatrix} \epsilon & \\ & w \\ & & \epsilon \end{bmatrix} \right)$$

式中: G 为 C 的第 i 行; d_i 为解耦指数; P 为将积分器型解耦系统化为标准解耦系统的初等变换矩阵。设计适当的 $(\epsilon$ 和 δ , 可使各回路具有期望的动态性能。

3 切换超平面设计

为使滑模运动具有满意的动态性能, 需要对滑模运动方程(12)中的 A_e 进行极点配置, 这也可通过状态反馈来实现。

由式(13)得

$$A_e = A_m + BK \quad (22)$$

其中:

$$K = - (S_1 B)^{-1} [S_1 A_m + S_2 C] \quad (23)$$

由于状态反馈不改变对象的能控性, 因而 (A_m, B) 可控。

假想有如下系统

$$\dot{x}^a = A_m x + B v \quad (24)$$

对此系统作状态反馈

$$v = K x + N \quad (25)$$

则采用状态反馈后的系统为

$$\dot{x}^a = A_e x + B N \quad (26)$$

因此, 切换超平面的设计方法如下: 先根据 A_e 的期望特征值 (无零特征值, 故 A_e 可逆) 设计出状态反矩阵 K , 由式(22)得 A_e ; 然后根据式(23)得

$$S_1 = - S_2 C A_e^{-1} \quad (27)$$

取 $S_2 = I$, 则

$$S_1 = - C A_e^{-1} \quad (28)$$

于是切换超平面式(8)为

$$R = - C A_e^{-1} e + \int_0^1 e_y(S) dS \quad (29)$$

4 某型涡扇发动机的模型跟踪滑模控制

涡扇发动机是非线性对象, 要设计模型跟踪滑模控制器只能针对某稳态工作点进行。

设涡扇发动机在稳态工作点 (x_0, u_0, y_0) 附近的小偏差状态变量模型为

$$\dot{x}^a = A \$x + B \$u, \$y = C \$x \quad (30)$$

其中: $x = [n_1 \ n_2 \ W_{fp} \ A_{sp}]^T$; $u = [W_r \ A_8]^T$; $y = [n_1 \ P_{36}]^T$; $\$x = x - x_0$; $\$u = u - u_0$; $\$y = y - y_0$ 。 n_1, n_2 为风扇及压气机转速; P_{36} 为压比; W_r, A_8 为主供油量及尾喷口面积; W_{fp}, A_{sp} 为主供油量及尾喷口面积的执行机构位置。

该工作点对应的小偏差参考模型为

$$\dot{x}_m^a = A_m \$x_m + B_m \$r; \$y_m = C_m \$x_m \quad (31)$$

下面针对地面某稳态工作点设计模型跟踪滑模控制器。

(1) 动态系数矩阵 该稳态工作点处的小偏差状态变量模型 (A, B, C) 如下

$$A = \begin{bmatrix} -5.184 & 2.645 & 1.048 & 1.700 \\ 0.836 & -4.550 & 2.072 & 2.554 \\ 0 & 0 & -5 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -3.333 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 5 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 3.333 \end{bmatrix}^T$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & -1.694 \times 10^{-5} \\ 0 & 2.324 \times 10^{-3} \\ 0 & 5.077 \times 10^{-5} \\ 0 & 2.174 \times 10^{-3} \end{bmatrix}^T$$

(2) 参考模型 经检验 (A, B) 能控, (A, C) 能观, 且 (A, B, C) 可解耦, 如要求 n_1, P_{36} 回路带宽分别为 5rad/s 及 10rad/s , 则由式(20)、式(21)得参考模型如下

$$A_m = \begin{bmatrix} -5.184 & 2.645 & 1.048 & 1.700 \\ 0.836 & -4.550 & 2.072 & 2.554 \\ -13.796 & -9.040 & -13.511 & -5.031 \\ 3.181 & -3.553 & -1.316 & -11.289 \end{bmatrix}$$

$$B_m = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 60.333 & -7.752 \times 10^3 \\ -1.409 & 4.781 \times 10^3 \end{bmatrix}, C_m = C$$

对应的传递函数矩阵为

$$G_m(s) = C_m (sI - A_m)^{-1} B_m = \begin{bmatrix} \frac{60.84}{(s+7.8)^2} & 0 \\ 0 & \frac{10}{s+10} \end{bmatrix}$$

可见两回路之间完全解耦, 且满足带宽要求。

(3) 切换超平面设计 在已设计参考模型的基础上, 来设计切换超平面。

若期望 A_e 的 4 个特征值为 $(-5, -5, -10, -10)$, 则由式(22)~式(28)可得

$$S_2 = I$$

$$S_1 = \begin{bmatrix} 0.1963 & 0.0529 & 0.0210 & 0.0340 \\ -0.0002 & -0.0008 & -0.0004 & -0.0003 \end{bmatrix}$$

代入式(8)即为所设计的切换超平面。

(4) 模型跟踪滑模控制律 取边界层厚度 $\delta = 0.5$, 模型跟踪滑模控制律为

$$\dot{s}u = (S_1 B)^{-1} \{ S_1 [A_m e + (A_m - A) \$x + B_m \$r] + S_2 e_y + E_1 \text{sat}(R) + E_2 R \} \quad (32)$$

其中: $E_1 = \text{diag}(10, 10)$; $E_2 = \text{diag}(20, 50)$ 。

(5) 仿真研究 将模型跟踪滑模控制器与涡扇发动机大偏差实时模型 (非线性模型) 连接, 构成发动机闭环控制系统, 在飞行包线内的不同稳态工作点上对该系统作动态仿真。

¹ 地面 ($H = 0, Ma = 0$) 模型跟踪滑模控制律式(32)即是针对涡扇发动机在该点的线性化模型 (A, B, C) 而设计的。对两个控制回路同时作阶跃, 使 $n_1 \rightarrow 8880(\text{r/min})$ 且 $P_{36} \rightarrow 10.7112$ 。仿真曲线如图 1 所示, 可见控制无抖振现象, 对象很好

地跟踪了参考模型,且无稳态误差。

° 高空(H = 5km, Ma = 1.0) 需要指出的是,图1中模型跟踪滑模控制器不是按该工作点的线性化模型设计的。对两个控制回路同时作阶

跃,使 $n_1 \rightarrow 8880(\text{r/min})$ 且 $P_{36} \rightarrow 10.5730$ 。仿真曲线如图2所示,可见控制无抖振现象,对象仍能很好地跟踪参考模型且无稳态误差,说明模型跟踪滑模控制器具有很强的鲁棒性。

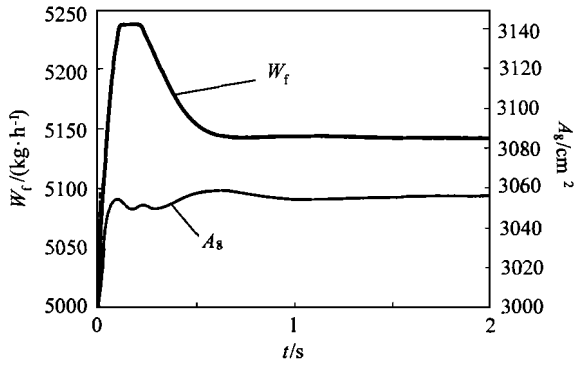
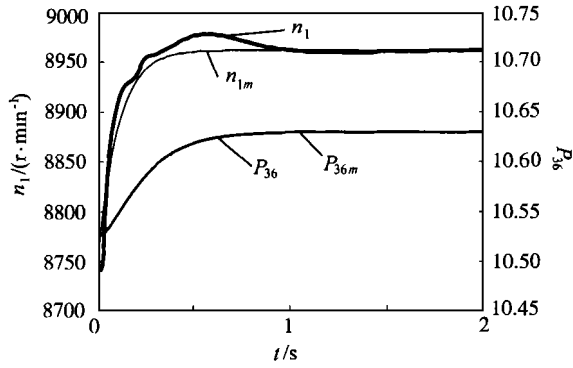


图1 地面闭环阶跃响应及对应的主供油量与喷口面积

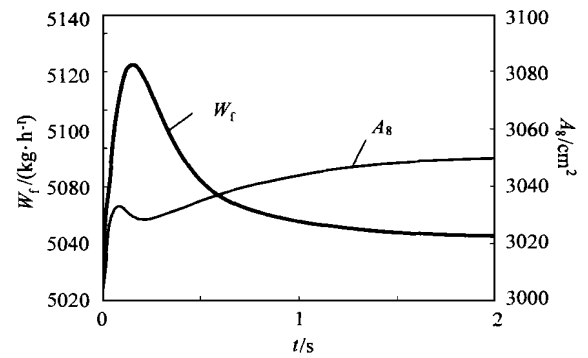
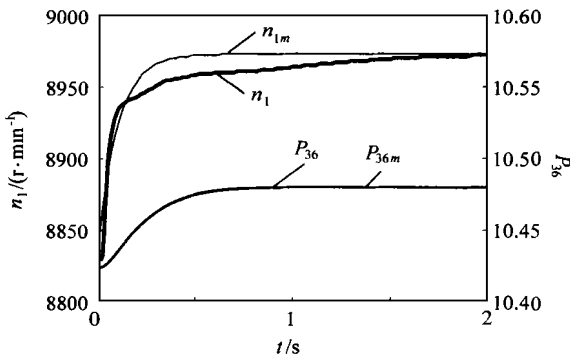


图2 高空闭环阶跃响应及对应的主供油量与喷口面积

参 考 文 献

[1] Bailey E, Arapostathis A. Simple sliding mode control scheme applied to robot manipulators[J]. Int J Control, 1987, 45(4): 1197~1209.

[2] Hirai M, Hajo M, Hashimoto Y, et al. Microprocessor-based decoupled control of manipulators using modified model-following method with sliding mode [J]. IEEE Trans Ind Elec, 1986, IE-33(2): 110~113.

[3] Leung T P, Zhou Q J, Su C Y. An adaptive variable structure model following control design for robot manipulators [J]. IEEE Trans Automatic Control, 1991, 36(3): 347~1353.

[4] Feller P, Benz U. Sliding mode position control of a dc motor[A]. in Proceedings of 10th IFAC world congress[C], 1987. 333~338.

[5] Hedrick J K, Gopalswamy S. Nonlinear flight control design via sliding methods[J]. J Guidance, Control Dynamics, 1990, 13(5): 850~858.

[6] 田宏奇,滑模控制理论及其应用[M]. 武汉:武汉出版社,

1995.

作者简介:



冯正平 1966年10月生,讲师。1989年,1992年分别在西北工业大学和东南大学获学士和硕士学位。主要研究兴趣:发动机建模,发动机多变量鲁棒控制等。联系电话:(025)4892230, E-mail: fengzpz@public1.ptt.js.cn.



孙建国 1939年7月生,教授,博士生导师。主要研究兴趣:发动机建模,发动机多变量鲁棒控制,发动机自适应控制,发动机智能控制,飞/推综合控制,发动机数控系统解析冗余度技术,智能容错技术及发动机故障诊断等。



刘冬 1975年12月生。1998年毕业于南京航空航天大学。主要研究兴趣:航空发动机控制。联系电话:(0853)4695289。